

Schlussbericht

TUM - MW65/0602 - TN

Verbundprojekt: MOSL - Konzeptionelle Bauweisenuntersuchungen für Luftschiffstrukturen

Förderkennzeichen: 20W0305B

Autoren: Dipl.-Ing. Thomas Kuhn,
Dipl.-Ing. Ulrich Berger,
Dipl.-Ing. Michael Lang,
Prof. Dr.-Ing. Horst Baier

Kooperation: Zeppelin Luftschifftechnik GmbH, Friedrichshafen
Projektförderung: Bundesministerium für Wirtschaft und Arbeit
Projektträger: Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt e.V.

Abschlussdatum: 30.06.2006

Kurzfassung:

Das MOSL-Projekt behandelte konzeptionelle Untersuchungen für luftschifftypische Strukturbaueisen wie Sandwichstrukturen mit dünnen Deckschichten, Membran- und Fachwerkstrukturen aus Aluminium und Faserverbunden. Diese Bauweisen sind zum Beispiel am Zeppelin NT LZ07 zu finden.

Für Sandwichstrukturen mit dünnen Deckschichten (z.B. Leitwerksschalen) wurden Schwächen gegenüber Hagelimpact experimentell ermittelt. Um diese zu orten und detektieren wurde ein einfaches Verfahren basierend auf LAMB-Wellen entwickelt, somit eine Bewertung der Robustheit bereits im Flug ermöglicht und daher der Inspectionsaufwand deutlich reduziert.

Weiterhin wurden diverse alternative Bauweisen diskutiert, bei deren Einsatz als Leitwerksstruktur die Gesamtmasse und der Herstellungsaufwand reduziert, sowie die Skalierbarkeit und die Robustheit gegenüber Schäden erhöht werden. Dabei stellte sich eine membranbespannte Bauweise als sehr viel versprechend heraus, woraufhin die vier zuvor genannten Kriterien genauer betrachtet wurden. Mittels Membranexperimenten, FE-Simulation und Stukturoptimierung konnten die Vorteile einer solchen Bauweise untermauert werden.

Bezüglich Fachwerktragstrukturen, die auch bei der Haupttragstruktur des Zeppelins NT auftreten, konnte eine modulare Bauweise entwickelt werden, mit deren Hilfe zukünftig Fertigungsaufwand/-kosten und Masse reduziert werden können.

Schlagwörter:

MOSL; Sandwichstrukturen, Membranstrukturen, Fachwerkstrukturen, Hagelimpact, Strukturüberwachung mit LAMB-Wellen, Leitwerkskonzepte, modulare Bauweisen

Das diesem Bericht zugrundeliegende Vorhaben wurde mit Mitteln des Bundesministeriums für Wirtschaft und Technologie unter dem Förderkennzeichen 20W0305B gefördert. Die Verantwortung für den Inhalt dieser Veröffentlichung liegt beim Autor.

Inhaltsverzeichnis

Inhaltsverzeichnis	III
Abbildungsverzeichnis	VII
Tabellenverzeichnis	XI
1 Einleitung	1
1.1 Zusammenarbeit	1
1.2 Aufgabenstellung	1
1.2.1 Motivation	1
1.2.2 Ziele	2
1.3 Stand der Technik	2
1.3.1 Strukturoptimierung	2
1.3.2 Impactverhalten	3
1.3.3 Zustandsüberwachung bei Maschinen und Strukturen	4
1.4 Voraussetzungen/Eigene Vorarbeiten	5
1.4.1 Genereller Hintergrund	5
1.4.2 Bauweisen und Strukturoptimierung	5
1.4.3 Impactverhalten und Schadensmechanismen	5
1.4.4 Zustandsüberwachung und Inspektionsmethoden	6
1.4.5 Relevante Infrastruktur am Lehrstuhl für Leichtbau	7
1.5 Ablauf des Vorhabens/Lösungswege	8
1.5.1 Neue Bauweisen Leitwerke	8
1.5.2 Zustandsüberwachung	8
1.5.3 Untersuchungen Gesamtstruktur/innere Tragstruktur des Gesamtsystems	9
1.5.4 Zusammenfassung und Einteilung in Arbeitspakete	10
1.5.5 Zeitplanung	11
1.5.6 Einzelpositionen zahlenmäßiger Nachweis	12
1.6 Veröffentlichungen	14
2 Dokumentation zu AP 1000: Leitwerk	15
2.1 AP 1100: Bauweisen	17
2.1.1 AP 1110: Konzepte und Vorauswahl	17
2.1.1.1 Alternative Aramidfasergewebe-Sandwichdeckschicht	17
2.1.1.2 Alternative Dyneemafasergewebe-Sandwichdeckschicht	18
2.1.1.3 Alternativer leichter, weicher Sandwich-Kern	19
2.1.1.4 Bespanntes Alternativkonzept mit Sandwichbalken	19
2.1.1.5 Bespanntes Alternativkonzept mit Fachwerktraegern	20
2.1.1.6 Bespanntes Alternativkonzept mit Fachwerkinnenstruktur	20
2.1.1.7 Membranbespanntes D-Box Alternativkonzept	21
2.1.1.8 Weitere kombinierte Alternativbauweisen	21
2.1.1.9 Aufblasbares, aushaertbares Alternativkonzept	22
2.1.1.10 Bewertung/Vorauswahl	22
2.1.2 AP 1120: Rechenmodelle, Parameteruntersuchungen	24
2.1.2.1 Membranbespanntes D-Box Alternativkonzept	24
2.1.2.1.1 Konzeptvorstellung	24
2.1.2.1.2 Vorauswahl geeigneter Bespannungsmaterialien	25
2.1.2.1.3 Kennwerteermittlung textiler Membranen	27

2.1.2.1.4	Vorspannungsermittlung textiler Membranen	35
2.1.2.1.5	Abschaetzung der Kennwerte fuer Aramid-, Kohle- und Glasfaser- gewebe	38
2.1.2.1.6	Abschaetzung der Kennwerte fuer die Zeppelinhuelle	39
2.1.2.1.7	Ermittlung der maximal ueberspannbaren Laenge mit einfachem FE-Modell	39
2.1.2.1.8	Auswahl eines geeigneten Bespannungsmaterials	44
2.1.2.1.9	Struktursimulationsmodell	45
2.1.2.1.10	Optimierung der Leitwerksstruktur	47
2.1.2.2	Aufblasbares, aushaertbares Alternativkonzept	47
2.1.2.2.1	Konzeptvorstellung	47
2.1.2.2.2	Simulationsmodell	49
2.1.2.3	Zusammenfassung	50
2.1.3	AP 1130: Bau und Test repraentativer Komponenten	50
2.2	AP 1200: Schadensverhalten / Impact	51
2.2.1	AP 1210: Definition der Impactbedingungen	51
2.2.1.1	Allgemeines zu Impactschaeden	52
2.2.1.2	Impactschaedigung durch Hagel	52
2.2.1.3	Sandwichproben/aktuelle Leitwerksbauweise	58
2.2.1.3.1	Simulation von Impactschaedigung durch Hagel im Labor	58
2.2.1.3.2	Druckfestigkeitsuntersuchung nach der Hagelschlagsimulation	61
2.2.1.4	Membranproben/alternative Leitwerksbauweise	63
2.2.1.4.1	Simulation von Impactschaedigung durch Hagel im Labor	63
2.2.1.4.2	Zugversuche nach der Hagelschlagsimulation	63
2.2.2	AP 1220: Probenherstellung und experimentelle Untersuchungen zum Im- pactverhalten	63
2.2.2.1	Sandwichproben	63
2.2.2.1.1	Ungeschaedigte Proben als Referenz	64
2.2.2.1.2	Lokal impactgeschaedigte Proben	64
2.2.2.1.3	Flaechenhaft impactgeschaedigte Proben	65
2.2.2.1.4	Impactschaedigung bei tiefen Temperaturen	66
2.2.2.1.5	Restdruckfestigkeiten von impactgeschaedigten und anschlieBend reparierten Proben	67
2.2.2.2	Membranproben	69
2.2.2.2.1	Restdruckfestigkeiten von impactgeschaedigten Membranproben	69
2.2.2.2.2	Restdruckfestigkeiten von reparierten Membranproben	74
2.2.2.3	Zusammenfassung Hagelsimulation mit anschlieBender Restfestigkeits- untersuchung	76
2.2.3	AP 1230: Rechenmodelle Impactverhalten	76
2.3	AP 1300: Zustandsueberwachung und Inspektionsmethoden	77
2.3.1	AP 1310: Vorauswahl Ueberwachungs- und Inspektionsmethoden	77
2.3.1.1	Zusammenstellung verschiedener Inspektionsmethoden	77
2.3.1.2	Vorbewertung	82
2.3.1.3	Auswahl der weiter zu untersuchenden Verfahren	87
2.3.2	AP 1320: Experimentelle Untersuchung	88
2.3.2.1	Ex situ Ueberwachung der Leitwerksstruktur mittels Ultraschall	88

2.3.2.2	In situ Überwachung der Leitwerksstruktur LAMB-Wellen	89
3	Dokumentation zu AP 2000: Haupttragstruktur	92
3.1	AP 2100: Bauweisen, Werkstoffe Haupttragstruktur	92
3.1.1	Aktuelle Haupttragstrukturbauweise	92
3.1.1.1	Laengstraeger	92
3.1.1.2	Quertraeger	94
3.1.1.3	Knotenplatten	95
3.1.2	Kurzvorstellung der alternativen Haupttragstrukturbauweise	96
3.1.2.1	Reduktion des Herstellungsaufwands fuer die ALU-Laengstraeger durch Modularisierung	96
3.1.2.2	Massenreduzierung durch CFK-Bauweise der Laengstraeger	96
3.1.2.3	Modularisierung der Knotenplatten	97
3.1.2.4	Reduktion von Spannungsspitzen im Anschlussbereich von Laengstraeger und Knotenplatten	97
3.1.3	Detailergebnisse der einzelnen Konzeptuntersuchungen	97
3.1.3.1	Reduktion des Herstellungsaufwands fuer die ALU-Laengstraeger durch Modularisierung	97
3.1.3.1.1	Vorgehensweise	97
3.1.3.1.2	Restriktionen	98
3.1.3.1.3	Parameterbeschreibung	99
3.1.3.1.4	Ziele	101
3.1.3.1.5	Ergebnisse	101
3.1.3.1.6	Abstandselemente zwischen Polygonzug und Hülle	104
3.1.3.2	Massenreduzierung durch CFK-Bauweise der Laengstraeger	108
3.1.3.3	Modularisierung der Knotenplatten	108
3.1.3.3.1	Modulare Knotenplattenkonzepte	109
3.1.3.3.2	Massenoptimiertes Knotenplattenkonzept	110
3.1.3.4	Reduktion von Spannungsspitzen im Anschlussbereich von Laengstraeger und Knotenplatten	112
3.2	AP 2200: Rechenmodelle, Parameteruntersuchungen, Optimierung	113
3.2.1	Geometrieerstellung/ Modellierung	113
3.2.2	Finite Elemente Simulation	117
3.2.3	Optimierung	118
3.3	AP 2300: Verbindungselemente	119
3.3.1	Einleitung	119
3.3.2	Parametrisches Modell	119
3.3.3	Optimierung	121
3.4	AP 2400: Reparaturverfahren	123
3.4.1	AP 2410: Konzepte Reparaturverfahren	123
3.4.2	AP 2420: Experimentelle Untersuchungen zu Reparaturverfahren	123
3.5	AP 2500: Bewertung	124
4	Zusammenfassung	125
A	Werkstoffkennwerte	127
A.1	Aramidfasern	127
A.1.1	Gewebedaten	127
A.1.2	Garndaten	127

A.1.3	Laminatdaten	128
A.2	Glasfasern	128
A.2.1	Gewebedaten	128
A.2.2	Garndaten	129
A.3	Kohlefasern	129
A.3.1	Gewebedaten	129
A.3.2	Garndaten	129
A.3.3	Laminatdaten	130
A.4	Schaumstoffe	130
A.5	Textile Bespannungsmembranen	131
A.6	Zeppelinhüllenmembran	131
B	Quellen/Literaturverzeichnis	132
B.1	Firmen	132
B.2	Normen/sonstige Vorschriften	132
B.3	Literatur	133
B.4	Technische Berichte	134
B.5	Internetquellen	134

Abbildungsverzeichnis

2.1	Zeppelin NT LZ07: Leitwerke in umgekehrter Y-Anordnung	15
2.2	Zeppelin NT LZ07: Außenansicht Leitwerk	15
2.3	Zeppelin NT LZ07: Innere Versteifungsstruktur	16
2.4	Zeppelin NT LZ07: Hauptabmessungen der Leitwerksgrundfläche	16
2.5	Schnitt in Leitwerksgrundfläche	19
2.6	3D-Modell eines Fachwerkträgers	20
2.7	Profilschnitt	21
2.8	Detailliertes membranbespanntes D-Box-Konzept	24
2.9	Gewebe aus geraden Kett- (A) und wellenförmigen Schußfäden (B)	25
2.10	Zugprüfmaschine Instron 4505 mit Klimakammer	27
2.11	Spannungs-Dehnungs-Kurven Ceconite 101 (links: Kettrichtung; rechts: Schußrichtung)	29
2.12	Spannungs-Dehnungs-Kurven Ceconite 102 (links: Kettrichtung; rechts: Schußrichtung)	30
2.13	Spannungs-Dehnungs-Kurven Ceconite NC (links: Kettrichtung; rechts: Schußrichtung)	31
2.14	Spannungs-Dehnungs-Kurven Grade A Cotton (links: Kettrichtung; rechts: Schußrichtung)	32
2.15	Zweiachsige Testmethoden: Zugprüfung	34
2.16	Zweiachsige Testmethoden: Klimaprüfung	34
2.17	ISA-Standardatmosphäre	36
2.18	Änderung der Wirkungsrichtung der Lasten	40
2.19	Abschätzung der maximalen Verformung in z-Richtung	41
2.20	Finite Elemente Simulation: Simulationsmodell (Bespannungsmembran nicht dargestellt)	45
2.21	Finite Elemente Simulation: Maximale Leitwerksverformung; Bespannungsmembran und Ruder nicht dargestellt	46
2.22	Finite Elemente Simulation: Maximale Vergleichsspannungen in Sandwichdeckschicht (nach von Mises); Bespannungsmembran und Ruder nicht dargestellt	46
2.23	Aufblasbare, aushärtbare Bauweise	47
2.24	Aufblasbare Bauweise: Würfelfaltplan	48
2.25	Aufblasbare Bauweise: Herstellung	48
2.26	Aufblasbare Bauweise: FE-Modell (Hülle und Ruder nicht dargestellt)	49
2.27	Maximaler Auftreffwinkel runder Hagelkörner bei verschiedenen Windgeschwindigkeiten	54
2.28	Kinetische Energie lotrecht fallender Hagelkörner in Abhängigkeit von der Fallstrecke	54
2.29	Prozentuale Steigerung/Minderung der Sinkgeschwindigkeit runder Hagelkörner in Abhängigkeit von der Zeit	55
2.30	Anzahl der Hagelstürme und Aufpralldichte bei IFR-Betrieb	57
2.31	Impactenergien von frei fallenden Hagelkörnern in Abhängigkeit von Größe und Flugplatzhöhe	58
2.32	Energiespektrum der Anlage zur Simulation von Hagelschlag im Labor am LLB	59
2.33	Anlage zur Simulation von Hagelschlag im Labor am LLB	60
2.34	Druckfestigkeitsuntersuchungen (CAI) nach der Hagelschlagsimulation	61

2.35	Kritische Beul- und Drucklast im Zeppelin NT Leitwerks-Sandwich	62
2.36	Klemmung zur Simulation von Hagelschlag auf Membranproben im Labor am LLB	63
2.37	Restdruckfestigkeit von einfach geschädigten Proben in Abhängigkeit der eingebrachten Impactenergie	64
2.38	Restdruckfestigkeit von ein- und mehrfach geschädigten Proben in Abhängigkeit der eingebrachten Impactenergie	65
2.39	Vergleich der Restdruckfestigkeit nach lokaler und flächig verteilter Impact-Schädigung	66
2.40	Vergleich der Restdruckfestigkeit bei +23°C und -30°C Prüftemperatur	67
2.41	Vergleich der Bruchbilder bei +23°C und -30°C Prüftemperatur	67
2.42	Ausgefräster Impactschaden an einer Sandwichprobe	68
2.43	Reparierte Sandwichprobe	68
2.44	Impactdelle Ceconite 101	69
2.45	Impactdelle Ceconite 102	70
2.46	Impactdelle Ceconite NC	70
2.47	TAI Ceconite 101 Kettrichtung	71
2.48	TAI Ceconite 101 Schußrichtung	71
2.49	TAI Ceconite 102 Kettrichtung	72
2.50	TAI Ceconite 102 Schußrichtung	72
2.51	TAI Ceconite NC Kettrichtung	73
2.52	TAI Ceconite NC Schußrichtung	73
2.53	Zugversuchsprobe mit simuliertem Werkzeugschaden	74
2.54	Zugversuchsprobe mit repariertem Werkzeugschaden (aufgeklebter Flicker)	74
2.55	Vergleich der Spannungs-Dehnungs-Kurven von ungeschädigten, geschädigten und reparierten Membranproben (Ceconite 101); Kettrichtung	75
2.56	Vergleich der Spannungs-Dehnungs-Kurven von ungeschädigten, geschädigten und reparierten Membranproben (Ceconite 101); Schußrichtung	75
2.57	Ultraschall-Scans von Proben nach einer Impact-Schädigung mit 0.3J, 0.5J	88
2.58	Ultraschall-Scans von Proben nach einer Impact-Schädigung mit 1.0J	89
2.59	Untersuchte Strukturen zur Schadensüberwachung mittels LAMB-Wellen	90
2.60	Leitwerksstruktur mit applizierten Sensoren zum Anregen und Messen von LAMB-Wellen (S1, EU1,E01), sowie eingebrachten Impact-Schädigungen (IS1, IS2, IS3)	90
3.1	Innere Haupttragstruktur des Zeppelin NT LZ07 im FEM-Modell	92
3.2	Längsträger mit gekrümmtem Obergurt	93
3.3	Angeschweißte Flansche der Hüllenauflagefläche	93
3.4	Querträger aus CFK	94
3.5	Zweigeteilte Muffen zur Erzielung optimaler Klebeergebnisse	94
3.6	Aktuelle Knotenplatte des Zeppelin NT	95
3.7	CAD-Modell einer Knotenplatte	95
3.8	Schema des Polygonlängsträgeranschlusses an eine winklige Knotenplatte	98
3.9	Definition: Längsträgerlänge LTL, Längsträgerhöhe LTH	99
3.10	Definition: Knotenbasisbreite NBB, Knotengesamthöhe NGH	99
3.11	Definition: Knotenöffnungswinkel NÖW, Knotenkernhöhe NKH	100
3.12	Modularisierte Bauweise: Hüllenspolygon, Gesamtansicht	101
3.13	Modularisierte Bauweise: Hüllenspolygon, Detailansicht Bug	102
3.14	Modularisierte Bauweise: Hüllenspolygon, Detailansicht Mittelteil	102

3.15	Modularisierte Bauweise: Hüllenpolygon, Detailansicht Heck	102
3.16	Abstandshalter verschiedener Höhen	105
3.17	Drehmoment auf den Abstandshalter	106
3.18	Keilförmiger Abstandshalter	106
3.19	Ausschnitt des benötigten Hüllenteils	107
3.20	Auf die Hülle geschweißte Laschen	107
3.21	Kabelbinder zum Verzurren	107
3.22	Verbindung zwischen Hülle und Träger	108
3.23	Scharnierknotenplatte in min/max Winkelstellung	109
3.24	Knotenplatte aus Keilscheiben	109
3.25	Anschlusselement für die Querträger	110
3.26	Massenoptimiertes Knotenplattendesign	111
3.27	Anschlusskappe	111
3.28	Massenoptimiertes Knotenplattendesign: Zusammenbau	112
3.29	Organigramm der Modellsteuerung	113
3.30	Modulare Bauweise: Balkenmodell Längsträgersegment	114
3.31	Modulare Bauweise: Balkenmodell Knotenplatte	114
3.32	Modulare Bauweise: Balkenmodell lange Längsträgersegmente (LT2 bis LT11)	115
3.33	Modulare Bauweise: Balkenmodell mittlere Längsträgersegmente (LT1 und LT12)	115
3.34	Modulare Bauweise: Balkenmodell kurzes Längsträgersegment (LT13)	115
3.35	Modulare Bauweise: Balkenmodell Knotenplatten (links: N1; rechts: N5)	116
3.36	Modulare Bauweise: Balkenmodell Zusammenbau	116
3.37	Modulare Bauweise: Gesamtbalkenmodell des Längsträgers	117
3.38	Modulare Bauweise: Lagerung Gesamtbalkenmodell des Längsträgers	117
3.39	Modulare Bauweise: Verformungen Gesamtbalkenmodell des Längsträgers	118
3.40	CAD-Modell einer gelenkig an die Längsträger angeschlossene Knotenplatte	119
3.41	Optimiertes Modell für Knotenplatte N1; links: CAD-Modell, rechts: FE-Modell	121
3.42	Finite Elemente Simulation: Gesamtverformungen	122
3.43	Optimiertes CAD-Modell für Knotenplatte N1	122
3.44	Reparierter Querträgerstab nach Drucktest	123

Tabellenverzeichnis

1.1	Zeitplanung der Hauptarbeitspakete	11
1.2	Gesamtfinanzierungsplan	12
1.3	Finanzierungsplan Einzelverwendungsnachweis	13
2.1	Prozentuale Veränderungen durch Aramidfaserdeckschicht	18
2.2	Prozentuale Veränderung durch Dyneemafaserdeckschicht	18
2.3	Bewertung der Konzepte/ Bauweisen	23
2.4	Linearisierte Kennwerte Ceconite 101, Kettrichtung	29
2.5	Linearisierte Kennwerte Ceconite 101, Schußrichtung	29
2.6	Linearisierte Kennwerte Ceconite 102, Kettrichtung	30
2.7	Linearisierte Kennwerte Ceconite 102, Schußrichtung	30
2.8	Linearisierte Kennwerte Ceconite NC, Kettrichtung	31
2.9	Linearisierte Kennwerte Ceconite NC, Schußrichtung	31
2.10	Linearisierte Kennwerte Grade A Cotton, Kettrichtung	32
2.11	Linearisierte Kennwerte Grade A Cotton, Schußrichtung	32
2.12	Zusammenfassung: Linearisierte Kennwerte textiler Besspannungsmaterialien (Mittelwerte)	33
2.13	maximale Vorspannung textiler Besspannungsmaterialien	35
2.14	Kennwerte für Aramid-, Kohle- und Glasfasergewebe	39
2.15	Kennwerte für die Zeppelinhüllenmembran	39
2.16	Maximal überspannbare Längen	43
2.17	Maximal überspannbare Längen (Ergebnisse)	44
2.18	Bewertung der Besspannungsmembranen	44
2.19	Zerstörungsfreie und zerstörungsarme Inspektionsmethoden für verstärkte Formteile, Teil 1	78
2.20	Zerstörungsfreie und zerstörungsarme Inspektionsmethoden für verstärkte Formteile, Teil 2	79
2.21	Zerstörungsfreie und zerstörungsarme Inspektionsmethoden für verstärkte Formteile, Teil 3	80
2.22	Zerstörungsfreie und zerstörungsarme Inspektionsmethoden für verstärkte Formteile, Teil 4	81
2.23	Vorbewertung der ausgewählten ex situ Inspektionsmethoden	85
2.24	Vorbewertung der ausgewählten in situ Inspektionsmethoden	86
2.25	Positionen der georteten Impactschäden	91
3.1	Stützpunkte der Zeppelin-Hüllenkontur	97
3.2	Abstand zwischen Polygon und vorgegebener Kontur	103
3.3	NKH - Knotenkernhöhe	103
3.4	NÖW - Knotenöffnungswinkel	104
3.5	NNW - Knotenneigungswinkel	104
3.6	Optimierte Parameter für Knotenplatte N1	121
A.1	Datenblatt Aramidfasergewebe	127
A.2	Datenblatt Aramidfasergarne	127
A.3	Datenblatt Aramidfaserlaminat	128
A.4	Datenblatt Glasfasergewebe	128
A.5	Datenblatt Glasfasergarne	129

A.6	Datenblatt Kohlefasergewebe	129
A.7	Datenblatt Kohlefasergarne	129
A.8	Datenblatt Kohlefaserlaminare	130
A.9	Datenblatt Divinycell Schaumstoffe	130
A.10	Datenblatt textiler Bespannungsmaterialen	131
A.11	Rechenwerte der Zeppelin Hüllenmembran	131

1 Einleitung

1.1 Zusammenarbeit

Die Zusammenarbeit bei diesem Verbundprojekt erfolgte mit Zeppelin Luftschifftechnik GmbH (ZLT), Frierichshafen. ZLT trat als Koordinator des Verbundprojekts auf. ZLT dokumentiert die eigenen Ergebnisse in einem separaten Schlußbericht (Förderkennzeichen: 20W0305A).

1.2 Aufgabenstellung

1.2.1 Motivation

Bei Bauweisen für Luftschiffe unterscheidet man zwischen den „starr“ Luftschiffen wie bei den klassischen Zeppelin (Haut ist im wesentlichen nur aerodynamische Verkleidung und Schutz), den „halbstarr“ Luftschiffen wie beim Zeppelin-NT (Struktur und Haut bilden tragende Einheit) sowie den „weich“ Luftschiffen (Blimps, Steifigkeit meist durch Membrane/Haut unter Innendruck). In diesem Vorhaben wird das Grundkonzept des halbstarren Luftschiffs beibehalten und hierfür Möglichkeiten untersucht, die tragende Struktur hinsichtlich ihrer Modularität und insbesondere Zuverlässigkeit und auch Wachstumsfähigkeit der Hauptkomponenten zu verbessern. Hinsichtlich der Fachwerk-Hauptstruktur könnte dazu eine stärkere Trennung von Tragfunktionen und Hautprofilierungsfunktionen ein wichtiger Ansatzpunkt sein, und auch neue Faser-Materialien für die Stäbe sowie die Gestaltung der Knoten. Bei neuen und größeren Leitwerken/ Steuerflächen stellen sich ebenfalls Fragen nach Werkstoffen und Bauweisen, so z.B. von (dünnwandigen) Schalen mit Versteifungen, vorgespannten Membranstrukturen usw.. Dabei gelten besondere Anforderungen hinsichtlich Masse, Zuverlässigkeit, Funktionalität und Handhabbarkeit bis hin zu Robustheitseigenschaften z.B. gegenüber Impact (Steine, Hagel usw.). Die Ergebnisse werden an vorhandenen Konfigurationen referenziert, sollen aber auf größere Luftschiffe und Komponenten übertragbar sein.

Ein besonderer Anspruch liegt einerseits in dem erforderlichen extremen Leichtbau mit daraus resultierenden sehr dünnwandigen Strukturen, und andererseits den Anforderungen zur Tragfähigkeit gegenüber den statischen und dynamischen Lasten (Ermüdung, Langzeitverhalten), Umwelteinflüssen (insbes. Impact) sowie der Schadenstoleranz und Reperaturfähigkeit. In dieser Kombination „Dünnwandigkeit“ und „Robustheit/ Schadenstoleranz“ sind bisher noch relativ wenig Untersuchungen vorgenommen worden, so daß hier an vielen Stellen Neuland beschritten werden muß.

1.2.2 Ziele

Die technisch-wissenschaftlichen Ziele sind:

- (1) Untersuchung geeigneter Bauweisen und Werkstoffe halbstarrer Luftschiffe, unter Berücksichtigung technischer und wirtschaftlicher Ziele und Anforderungen. Neben den technischen Konzepten und Ergebnissen liegen die wissenschaftlichen Ziele auch in den Methoden zur Erreichung einer Vielfalt von sinnvollen Optionen, deren Bewertung, und effizienten Generierung mit Methoden des knowledge based engineering und der mathematischen Entwurfsoptimierung. Während diese Arbeiten i.w. auf Konzeptebene laufen, werden in Einzelaspekten (Verbindungsknoten, neue CFK-Werkstoffe) detailliertere Untersuchungen bis hin zu Laborexperimenten vorgenommen.
- (2) Untersuchung geeigneter Bauweisen und Werkstoffe großer Leitwerke bzw. Steuerflächen von Luftschiffen. Dabei sollen neben „klassischen“ Sandwich- und Schalenbauweisen als Referenz auch eher ungewöhnliche und innovative Konzepte wie z.B. über verschiedene Maßnahmen vorgespannte textile Membrane betrachtet werden. Wie auch für die Hauptstruktur spielen das Wachstums- und Anpassungspotential, aber auch weitere Aspekte wie dynamisches Verhalten (Flattern) oder Schadensresistenz und -toleranz auch unter Impact-Belastung eine besondere Rolle.
- (3) Untersuchung von Verfahren des in-situ Monitoring von Baugruppen mit dem Ziel, dadurch die Sicherheit weiter zu steigern und hinsichtlich nur notwendiger Wartungsmaßnahmen auch die Wirtschaftlichkeit zu verbessern. Solche Verfahren beruhen beispielsweise auf der Identifikation der Schwingungssignatur und von Lamb-Wellen, die sich ggf. mit Schäden verändern. Dies soll auf Laborebene exemplarisch für Leitwerkskomponenten verifiziert werden.

Bei allen Arbeiten gilt, daß Forderungen hinsichtlich einer Flugzulassung beachtet werden bzw. relevante Ergebnisse, die bisher noch nicht in einschlägigen Zulassungsvorschriften berücksichtigt sind, eine Basis für eine Einbringung bilden.

1.3 Stand der Technik

Für die Untersuchungen in diesem Vorhaben sind seitens der Werkstoffe und Bauweisen sowie der Strukturmechanik breitbandige Aktivitäten zusammen mit technisch-wissenschaftlichen Schwerpunkten erforderlich. Im folgenden wird auf die besonders untersuchten Hauptaspekte, nämlich der Strukturoptimierung, dem Schadens- und Impactverhalten, sowie möglichen Methoden der Zustandsüberwachung, näher eingegangen.

1.3.1 Strukturoptimierung

Mit Methoden der Strukturoptimierung werden Entwurfsparameter (Topologie, Geometrien, Werkstoffkombinationen) so bestimmt, daß ein oder mehrere Entwurfsziele (Masse, Steifigkeiten,...) möglichst gut erreicht und Anforderungen zu Festigkeit, Integrierbarkeit usw. eingehalten werden. Dabei spielt das Zusammenwirken von Modellbildung und den Optimierungsmethoden eine wesentliche Rolle.

Wenn auch erste Untersuchungen an zunächst kleineren Beispielen vor etwa 20 Jahren begannen, so ermöglichen doch erst neue Ansätze in Algorithmen und Rechnertechniken Anwendungen bei großen praktischen Beispielen in der Luft- und Raumfahrt. Dabei wird auch zunehmend die gegenseitige Beeinflussung aus verschiedenen Disziplinen wie z.B. der Aerodynamik und Strukturmechanik sowie der Regel- und Steuerbarkeit berücksichtigt. Während bei der Behandlung geometrischer Entwurfsparameter der Stand der Technik zu einer entsprechenden Implementierung auch in den größeren Finite-Element-Programmen wie Nastran oder Ansys geführt hat, erfordert die Behandlung der Strukturtopologie oder der räumlichen Anordnung von Komponenten noch eine Reihe zusätzlicher Ansätze und Algorithmen. Entsprechende Arbeiten hierzu werden in USA und Europa an verschiedenen Stellen durchgeführt und in diesem Vorhaben berücksichtigt. Solchen Ansätzen gemeinsam ist, daß wegen der diskreten Parameter bei der Allokation von Komponenten meist genetische Algorithmen benutzt werden. Gerade hier kann auf entsprechende Vorarbeiten am LLB aufgebaut werden.

1.3.2 Impactverhalten

Stoßartige Beanspruchung (Impactverhalten) haben bei Luftfahrzeugen vielfältige Ursachen, reichend von Vogelschlag bis hin zu Hagelschlag. Während bei metallischen Werkstoffen dies eher zu sichtbaren Eindrücken führen kann, sind bei faserverstärkten Werkstoffen und insbesondere CFK andere mögliche Schadensmechanismen zu beobachten. Diese sind oft von Außen nicht sichtbar und können zu nennenswerter Werkstoff- und Bauteilschwächung führen. Dies zusammen mit der Dünnwandigkeit und Großflächigkeit der Leitwerke (mögliches Durchschlagen des Impactors durch die Haut) ist der Grund einer spezifischen Untersuchung und Charakterisierung in diesem Vorhaben.

Auswirkungen stoßartiger Beanspruchungen werden außer durch die Beanspruchungshöhe und -geschwindigkeit insbesondere durch die Werkstoffzähigkeit bestimmt. Beim Aufschlagen von Massen m auf die Bauteiloberfläche ist die wichtige Kenngröße deren kinetische Energie $E_{kin} = \frac{1}{2}mv^2$. In gewissen Grenzen kann also z.B. in Versuchen Geschwindigkeit durch Masse bzw. umgekehrt ersetzt werden. Seitens des Bauteils spielen natürlich die Bauweise (Schale/Sandwich/Membrane/Versteifungen) und deren Wandstärken, sowie die Art (Faser- und Matrixtypen) und Aufbau der FVW eine wesentliche Rolle. Während beispielsweise bei einem dickwandigen Faserverbundbauteil die durch Impact hervorgerufenen Dehnungswellen (Schubbeanspruchungen) zu Matrixrissen und auch Delaminationen im Inneren führen können, dominieren bei dünnwandigen Aufbauten eher die Biege (Normal)-Spannungen in dem der Schlagseite abgewandten Decklagen. Insbesondere ist bei entsprechender Dünnwandigkeit ein Durchschlagen des Impactors durchaus realistisch, was man im schon aus Gründen der Belastungen aber auch der Zuverlässigkeit im „klassischen“ Flugzeugbau nicht antrifft. Neben der Schadensgröße als solcher sind zu Beurteilung der Schadenskonsequenzen folgende Aspekte wichtig:

- (1) Wie stark ist die Druckfestigkeit des FVW reduziert (compression after impact, CAI)?
- (2) Wächst der Schaden bei zyklischer Beanspruchung weiter, d.h. wird die Ermüdungsfestigkeit/Lebensdauer reduziert?
- (3) Ist eine sinnvolle Reperaturfähigkeit gegeben?

Entsprechend der Bedeutung dieser Fragen sind hierzu eine Reihe insbesondere experimenteller, z.T. aber auch rechnerischer Untersuchungen angestellt worden. Seitens experimenteller Methoden bilden auch einige "Quasi-Normen" wie die von ASTM (Kugelaufschlagversuche auf eine Probenplatte) eine wichtige Ausgangsbasis. Jede dieser Vorgehensweisen hat ihre Vorteile und Schwächen, und oft ist eine problemspezifische Anpassung unumgänglich. Weiterhin kann auf Untersuchungen im vergangenen Luftfahrt-Forschungsprogramm aufgebaut werden, wo z.B. die Auswirkungen verschiedener Harzsysteme oder auch das Verhalten bei Sandwiches untersucht wurden. Bei den Luftschiffen und ihren Leitwerken kommt aber durch die spezifischen Bauweisen die Dünnwandigkeit als neues besonderes Merkmal hinzu.

1.3.3 Zustandsüberwachung bei Maschinen und Strukturen

Zustandsüberwachung bei Maschinen und kritischen Strukturelementen geschieht zur Steigerung der Sicherheit, aber auch der Wirtschaftlichkeit durch Initialisierung bedarfsgerechter Inspektions- und Wartungsmaßnahmen. Eine der Aufgaben dabei ist die Messung von Schwingungen bzw. deren Veränderungen, verursacht durch Unwucht, Materialimperfectionen (Einschlüsse, Risse oder Delaminationen,.....), die ihrerseits bereits vor oder während des Betriebes entstehen können. Damit kann versagensrelevante Ribbildung zum Entstehungszeitpunkt erkannt und dann durch Trendanalysen das künftige Rissverhalten vorausgesagt werden. Neben der Erfassung ist dann die Interpretation der Meßdaten von essentieller Bedeutung. Dann erst lassen sich Prognosen und Trends voraussagen, um schließlich den optimalen Instandsetzungszeitpunkt festzulegen.

Typische Überwachungs- und Meßgrößen sind:

- Schwingungen: je nach Art der Maschine z.B.:
 - Mechanische Schwingungsgrößen: Weg, Geschwindigkeit, Beschleunigung,
 - Akustische Schwingungsgrößen: Fluidschall, Körperschall, Luftschall.
- Prozeßgrößen: je nach Art der Struktur z.B.: Dehnung / Verformung und Temperatur,
- Mechanische Schwingungsgrößen: Weg, Geschwindigkeit, Beschleunigung,
- Akustische Schwingungsgrößen: Fluidschall, Körperschall, Luftschall,
- Wellenausbreitungsgrößen: Wellenausbreitungsgeschwindigkeit und Wellenamplitudenverhalten.

Während die Überwachung „klassischer“ Prozessgrößen (Temp., Drücke, etc.) mittlerweile Stand der Technik ist, sind solche aus Änderungen des strukturdynamischen Verhaltens, der optischen Eigenschaften von Oberflächen oder der Fortpflanzung und Reflexion von Festkörperwellen noch Gegenstand der Forschung und Entwicklung.

1.4 Voraussetzungen/Eigene Vorarbeiten

1.4.1 Genereller Hintergrund

Die erforderlichen Untersuchungen erfordern breite Kenntnisse und Erfahrungen in den Werkstoffen und Bauweisen der Luft- und Raumfahrt (die Komponenten der Luftschiffstrukturen ähneln in ihrer Geometrie, den Werkstoffen und auch Verbindungstechniken oft mehr den Raumfahrtstrukturen (große Satelliten)). Der LLB verfügt durch verschiedenste Forschungsprojekte in diesem Umfeld im Rahmen von Forschungsprogrammen und Industriekooperationen über Erfahrungen hinsichtlich Bauweisen und Simulationen sowie dem Bau und Test von Labormodellen. Dieser allgemeine Hintergrund, der auch durch die weiter unten beschriebene Infrastruktur deutlich wird, ist im folgenden nicht weiter beschrieben. Vielmehr wird auf solche Vorarbeiten näher eingegangen, die in diesem Vorhaben spezifische Untersuchungsgegenstände sind.

1.4.2 Bauweisen und Strukturoptimierung

Hinsichtlich Bauweisen wurden und werden am LLB versteifte Schalen, Sandwiches und auch Membranstrukturen (z.B. für Tanks, Anwendungen in der Raumfahrt) betrachtet. Hierzu wurden Erfahrungen hinsichtlich Modellbildung und Simulation, aber auch in experimentellen Untersuchungen gewonnen.

Beim Thema „Strukturoptimierung“ sind die Integration verschiedener Disziplinen in einem Gesamtansatz, sowie die Behandlung von Topologie der Strukturen und (räumliche) Anordnung von Komponenten hinsichtlich einer Systemoptimierung wichtige Aspekte. Dabei erfordert auch die rechen-technische Interaktion zwischen (CAD-) Geometrien, der Finite-Element-Modellbildung, dem Optimierungsmodell (mathematische Umsetzung technischer Anforderungen und Ziele) sowie den Algorithmen besondere Beachtung. Durchgeführte Anwendungen beziehen sich auf Strukturen unter statischen, dynamischen und thermischen Lasten, Faserlamine, mechatronische Komponenten, Anordnung von Bauteilen in Systemen usw. Methoden und Anwendungen zur zusätzlichen Integration fertigungstechnischer Aspekte in das Optimierungsmodell werden/wurden an verschiedenen metallischen Bauteilen angewendet und werden weiterentwickelt. Bei großen komplexen Systemen mit Simulationsmodellen aus verschiedenen Disziplinen werden geeignete Dekompositionen in Subprobleme und deren Synthese im Sinne einer Gesamtoptimierung durchgeführt. Sehr erfolgversprechend ist auch die Parallelisierung des rechnerischen Optimierungsprozesses auf mehreren/vielen Hochleistungs-PCs. Hier ist eine Reduktion der absoluten Rechendauer nahezu proportional der eingesetzten Prozessoren zu verzeichnen.

1.4.3 Impactverhalten und Schadensmechanismen

Neben den allgemeinen Arbeiten des LLB zu Faserverbundbauweisen und deren rechnerischer und experimenteller Charakterisierung (Steifigkeit, Festigkeit) auf Proben- bis Strukturebene wurden und werden spezifische Untersuchungen zum Impactverhalten durchgeführt. Dies sind z.B.:

- Experimentelle Untersuchungen zum Impactverhalten von Fahrzeugträgern aus CFK: Kugelaufschlagtests auf die CFK-Träger, Bestimmung von Schadensgrößen mit Ultraschall als Funktion variiertes Aufprallenergien, Ermittlung von Schadenswachstum infolge zyklischer Beanspruchung
- Experimentelle Untersuchungen des Impactverhaltens verschiedener Faser- und Harzsysteme (Epoxyde, Thermoplaste)
- Impactversuche (Kugelaufprallversuche) und anschließende Drucktests (compression after impact)
- Impact-Dauerversuche: sequentielle Aufprallversuche vieler Kugeln (mehrere Hundert), Ermittlung von Schadensgrößen (geometrisch) und Druckversuch(CAI). Für die sequentiellen Kugel- Aufprallversuche wurde eigens eine entsprechende Testanlage entworfen und gebaut.
- Rechenmodelle zu Schadensmechanismen und Schadensfortschritt bei FVV
- Rechnerische Simulation von Impact-Schädigungen: Dynamik des Auftreffens von Massen auf Faserverbundplatten und dünnwandigen Sandwiches, Fortpflanzung elastischer Wellen / Dehnungswellen, Überprüfung von Schadenskriterien, bei Schadensentstehung lokale Steifigkeitsreduktion, Korrelation mit Versuchsergebnissen.

1.4.4 Zustandsüberwachung und Inspektionsmethoden

- Systeme mit rotierender Welle (+/- Unwucht)
Mit experimentellen Aufbauten und Simulationen wird Schwingungsdiagnose an Maschinen betrieben, wie sie auch in der Praxis Anwendung findet. Ziele:
 - Temperatur- und Drehzahlsensorik stellvertretend für Prozessgrößenüberwachung umgesetzt,
 - Einsatz moderner Sensorik zur Schwingungsdiagnose (Wegsensorik, Beschleunigungssensorik, Körperschallsensorik).
- Strukturüberwachung für Aluminium- und Faserverbundbauteile mit Körperwellen:
Körperwellen breiten sich innerhalb einer Struktur abhängig von deren Steifigkeit mit einer bestimmten Ausbreitungsgeschwindigkeit aus. Lokale Störungen z.B. Risse, Delaminationen führen zu Steifigkeitsänderungen, die eine Reduzierung der Körperwellenausbreitung hervorrufen. Über eine piezobasierende Aktuator-Sensor-Anordnung wird eine Transversalwelle in der Struktur angeregt und an dem Sensor gemessen. Der Zeitversatz und der Abstand Aktuator und Sensor ermöglichen die Bestimmung der Wellenausbreitungsgeschwindigkeit. Sind mehrere Sensoren vorhanden, so kann auch der Störungsurprung bestimmt werden.
Die Transversalwelle kann sowohl durch einen Aktuator als auch während einer Impactschädigung an der Struktur hervorgerufen werden. So lässt sich neben der Lokalisation der Schädigung auch ein Maß für die Höhe der Schädigung während eines Zeitraumes definieren.
- Untersuchung der Anwendbarkeit faseroptischer Sensoren (auf Bauteil aufgebracht oder integriert) für örtlich quasi-kontinuierliche Dehnungs- und Temperaturmessung.

1.4.5 Relevante Infrastruktur am Lehrstuhl für Leichtbau

- Software und Rechenanlagen
 - CAD: CATIA V5, ProEngineer
 - FEM: Nastran, Ansys, Patran
 - Impact-/Stoßanalysen auf Bauteile: LS-Dyna
 - Strukturoptimierung: MOSES
 - Faserverbund-Laminat:
 - ESACOMP: mechanische und hygrothermische Lasten, Steifigkeit, Spannungen
 - LAMOPT: Optimierung des Lagenaufbaus
 - Allgemeine numerische Operationen: Matlab, Simulink
 - Mehrprozessor-Workstations
 - PC-Cluster
 - Gateway zum Bayer. Höchstleistungsrechenzentrum
- Labors und Testeinrichtungen
 - Testlabor: ca. 20 m × 30 m × 10 m, mit
 - * Mechanischer Werkstoffprüfung (statisch, dynamisch / Ermüdung)
 - * Impact-Prüfung (einschl. der Erzeugung vieler impacts auf einer Probe)
 - * Temperaturkammer für Prüfmaschinen: - 60 bis + 400 ° C (in Sonderfällen bis - 260 °C)
 - * Bestimmung von Faservolumen-Gehalten
 - * Statische und dynamische Bauteiltests: Hydraulikzylinder bis 50 to, Hydro-pulser, große Lasteinleitungsgerüste in bewehrte Böden
 - * Höhenklimakammer: bis $p = 10^{-3} \text{bar}$, $T = - 80$ bis 100 ° C, RH bis 95 %
 - * Experimentelle Modalanalyse (Resonanzfrequenzen/Schwingungsformen)
 - Präzisionsmeßanlagen:
 - * Kleine Wärmedehnungen (CFK-Proben und Bauteile) bei RT, höheren und tiefen Temperaturen (induktive Verfahren, Laser-Interferometrie)
 - * Hochgenaue Photogrammetrie: Flächige Verformungsfelder, Genauigkeit ca. 1:100.000
 - * Inspektionsmethoden, US, Thermographie, ...
 - * 3d-Meßmaschine (für Bauteilgröße ca 0.5m x 0.5m x 0.5m)
- Werkstatt
 - Metallische Bauteile
 - * NC-Maschinen (Drehen, Fräsen,...)
 - * Fügetechnik (Schweißen, Kleben,...)
 - Faserverbundbauteile
 - * Formenbau

- * Autoklav 1,8 m, l = 3m, p bis 20 bar, T bis 380 ° C
- * Aushärte-Zelt: 2m x 2m x 10m, T bis 70 ° C
- * Bearbeitungswerkzeuge
- Elektronikwerkstatt für Integration von Meßwertaufnehmern, Aufbau elektrischer Schaltungen

1.5 Ablauf des Vorhabens/Lösungswege

Von der methodischen Seite her besitzen diese Untersuchungen sowohl rechnerische als auch experimentelle Elemente hinsichtlich der Interaktionen Werkstoffe - Bauweisen zusammen mit Inspektionsmethoden. So sind wichtige Fragen bei

- Rechnerischer Modellbildung und Simulation: Strukturmechanik des Gesamtsystems, Membranstrukturen und Zusammenspiel Tragwerke - Membranhaut, Methoden der Strukturoptimierung, Schadenskriterien
- Experimenteller Untersuchung: Werkstoffcharakterisierung, statische und dynamische Festigkeit /Schadensfortschrittverhalten an Komponenten (Knoten, Leitwerksegmenten), Inspektions- und Überwachungsmethoden

1.5.1 Neue Bauweisen Leitwerke

Bei der Bauweisenuntersuchung für neue Leitwerke wird zunächst ein „morphologischer Kasten“ der Konzepte und Werkstoffe aufgestellt. Hierzu zählen Sandwichschalen, versteifte dünnwandige Schalen, aber auch Rahmenstrukturen mit vorgespannten Membranen. Nach einer Bauweisenbewertung erfolgt ebenfalls eine Auswahl zweier zu vertiefender Konzepte, für die strukturmechanische Simulationen und Entwurfsoptimierungen vorgenommen werden.

Einen besonderen Schwerpunkt bilden die hauptsächlich experimentellen Untersuchungen zum Impactverhalten, d.h. der (möglichen) Schadensentstehung durch aufschlagende Partikel (Hagel, kleine Steine) und der (möglichen) Schadensausbreitung durch die Betriebsbeanspruchung. Dazu werden repräsentative Proben verschiedenen Impactbelastungen über die entsprechende Testanlage beaufschlagt. Neben einmaliger Impact-Belastung sind auch vielfache (typischerweise viele hundert) möglich. Nach dieser Impactbeanspruchung werden Ultraschalluntersuchungen (US) zur Bestimmung der Schadensgröße vorgenommen. Statische Druckversuche (compression after impact, CAI) dienen zur Identifikation von Reduktionen in der Druckfestigkeit der faserverstärkten Werkstoffe. Dynamische Versuche mit nach Zwischenintervallen wieder durchgeführten US-Untersuchungen dienen zur Charakterisierung des Schadensfortschrittverhaltens.

1.5.2 Zustandsüberwachung

Beim Zustandsmonitoring sollen durch integrierte Sensoren eventuelle Degradationen und Schäden rechtzeitig erkannt und somit klassische Inspektionsarbeiten in ihrer zeitlichen und örtlichen Planung unterstützt bzw. reduziert werden. Dies soll am Subsystem „Leitwerk“ zum

einen durch Identifikation von Eigen- bzw. Resonanzschwingungen und deren eventueller Abweichungen von nominellem Verhalten erreicht werden. Dies gilt dann besonders für das Monitoring der für solche Schwingungen stark bestimmender Steifigkeiten in Einspannungen und Hauptholmen. Die Schwingungsanregung könnte am Boden durch mit Piezoaktoren angetriebenen schwingenden Massen, die Meßwertaufnahme durch kommerzielle und schnell anbringbare Beschleunigungssensoren geschehen. Parallel dazu sollen Möglichkeiten zur Anregung und Messung auch im Flug untersucht werden.

Eine Möglichkeit zur Identifikation von Schäden in der „Haut“ (steife Schalen, Membrane) sind Lamb-Wellen bzw. der Änderung deren Reflexionsverhaltens bei Schäden. Dazu werden durch integrierte Piezoplättchen in der Haut solche Lamb-Wellen erzeugt und mit anderweitig positionierten Plättchen detektiert. Änderungen in der Wellenfortpflanzung bzw. -reflexion z.B. durch Schäden führen zu Laufzeitänderungen. Schwierigkeiten dabei liegen in den sich nicht verändernden, aber das Identifikationsmuster störenden NebenReflexionen in den Versteifungen, und in einer betriebsrobusten Datenverarbeitung und -interpretation. Mit entsprechenden Labormodellen soll hierzu die Machbarkeit untersucht werden.

Das Thema Zustandsüberwachung wird an den Leitwerken festgemacht, doch werden mögliche Anwendung auch bei der Hauptstruktur mit berücksichtigt.

1.5.3 Untersuchungen Gesamtstruktur/innere Tragstruktur des Gesamtsystems

Im Arbeitspaket „Gesamtstruktur“ werden verschiedene Bauweisen zusammen mit Werkstoffen und Verbindungstechnik aufgestellt und hinsichtlich verschiedener Kriterien (Masse, Strukturmechanik, Wachstumsfähigkeit, Modularisierung, Wirtschaftlichkeit,...) bewertet. Für das aussichtsreichste Konzept wird ein parametrisiertes Simulationsmodell erstellt. Mit Parametersimulationen und formalen Optimierungsprozessen wird dieses Konzept weiter untersucht und verbessert.

Es wird zunächst ein morphologischer Kasten von Bauweisen, Werkstoffen und wesentlichen Teillösungen z.B. für Profilgebung der Hülle und zur Trennung der Aufgaben Profilgebung - Tragverhalten aufgestellt. Eine solche könnte z.B. durch weitgehend gerade Trägerelemente mit justierbaren Knoten geschehen, und die Profilbildung durch angebrachte Profilgeber (dünne Sandwiches). Bewertungsverfahren beruhen u.a. auf verschiedenen Methoden der Entscheidungsfindung.

Für den ausgewählten Entwurf wird ein parametrisiertes Geometriemodell (CATIA V5) sowie ein parametrisiertes, strukturmechanisches Simulationsmodell (ANSYS) erstellt (Nutzung von Schnittstellen zwischen CATIA und ANSYS). Die Parametrisierung erlaubt Sensitivitäts- und Wachstumsuntersuchungen. Mit Unterstützung der am LLB entwickelten Optimierungsverfahren werden die topologische Anordnung, geometrische Dimensionierung und die Werkstoffauswahl vorgenommen. Diese neuen Methoden wurden an ersten praktischen Beispielen erfolgreich angewandt und sollen in diesem Projekt weiter konsolidiert werden. Zu untersuchende Einzelaspekte sind mögliche werkstoffhybride Bauweisen für die Längsträger (CFK - Alu) sowie Gestaltoptimierung von Knoten. Ausgewählte Werkstoffkombinationen und Komponenten

ten (insbesondere Verbindungen) werden für eine experimentelle Charakterisierung getestet (Festigkeit, Steifigkeit, Ermüdung).

1.5.4 Zusammenfassung und Einteilung in Arbeitspakete

Folgende Übersicht zeigt zusammenfassend die Einteilung des Vorhabens in Arbeitspakete:

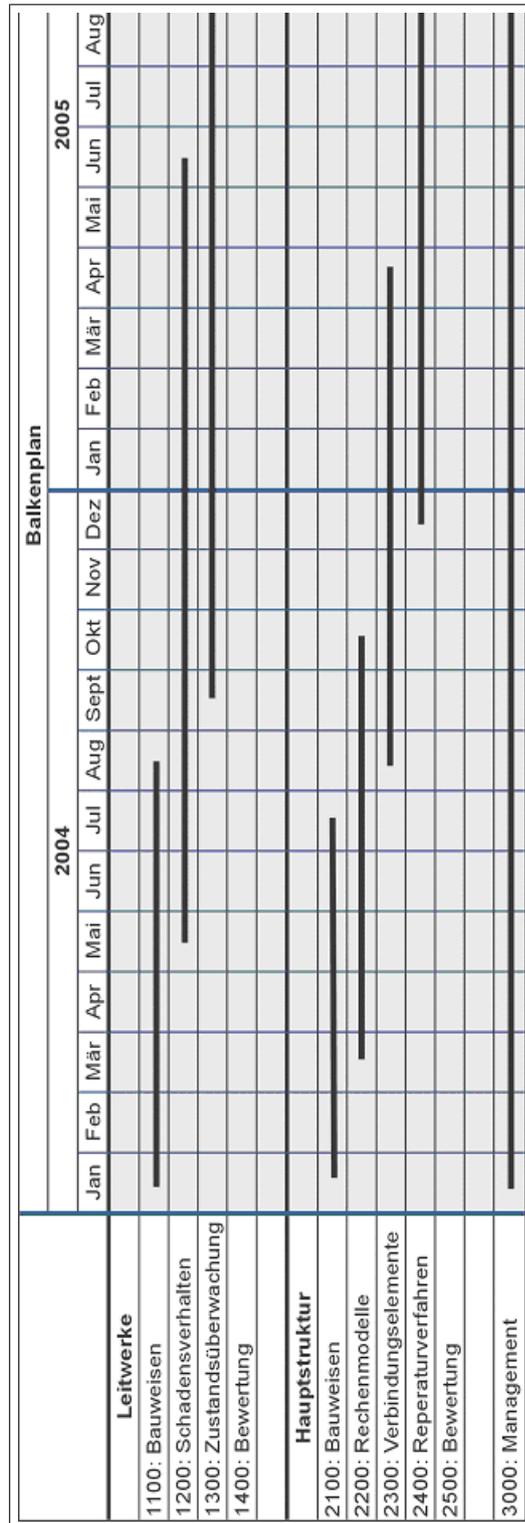
- AP 1000: Leitwerk
 - AP 1100: Bauweisen
 - * AP 1110: Konzepte und Vorauswahl
 - * AP 1120: Rechenmodelle, Parameteruntersuchungen
 - * AP 1130: Bau und Test repräsentativer Komponenten
 - AP 1200: Schadensverhalten/Impact
 - * AP 1210: Definition der Impactbedingungen
 - * AP 1220: Probenherstellung und experimentelle Untersuchungen zum Impactverhalten
 - * AP 1230: Rechenmodelle Impactverhalten
 - AP 1300: Zustandsüberwachung und Inspektionsmethoden
 - * AP 1310: Vorauswahl Überwachungs- und Inspektionsmethoden
 - * AP 1320: Experimentelle Untersuchung
- AP 2000: Hauptstruktur
- AP 3000: Management

Die Ergebnisse des Arbeitspakets 1000, Leitwerk, werden nachfolgend in Kapitel 2 dieses Abschlussberichts dokumentiert, das Arbeitspaket 2000, Hauptstruktur, in Kapitel 3.

1.5.5 Zeitplanung

Die zuvor vorgestellten Arbeitspakete wurden gemäß dem nachfolgenden Zeitplan abgearbeitet. Da das Vorhaben um ein halbes Jahr verlängert wurde, haben sich auch dementsprechend die einzelnen Fertigstellungszeiten der Arbeitspakete nach hinten verschoben:

Tabelle 1.1: Zeitplanung der Hauptarbeitspakete



1.5.6 Einzelpositionen zahlenmäßiger Nachweis

Die insgesamt zugewendete Summe von 324.000,00€ wurde laut Gesamtfinanzierungsplan in folgende Positionen aufgeteilt:

Tabelle 1.2: Gesamtfinanzierungsplan

Position	Positionsbeschreibung	Geplante Ausgaben	Tatsächliche Ausgaben
0812	Wissenschaftler(innen) BAT IIa bis I	256.000,00€	252.187,45€
0817	Angestellte BAT X bis III	8.000,00€	7.839,79€
0822	Beschäftigungsentgelte (sonstige)	11.000,00€	11.417,30€
0834	Mieten u. Rechnerkosten	3.000,00€	3.345,66€
0843	Allgemeine Verwaltungsausgaben	25.000,00€	23.989,65€
0846	Dienstreisen	3.000,00€	3.947,11€
0850	Investitionen > 400€	18.000,00€	21.510,46€
Summe:		324.000,00€	324.236,42€

Die Positionen des Gesamtfinanzierungsplans beinhalten folgende Ausgaben:

Tabelle 1.3: Finanzierungsplan Einzelverwendungsnachweis

Position	Ausgegeben für:
0812	Wissenschaftlergehälter: Dipl.-Ing. Ulrich Berger (Impactsimulation, Zustandsüberwachung) Dipl.-Ing. Thomas Kuhn (alternative Leitwerksbauweisen) Dipl.-Ing. Michael Lang (alternative Hauptstrukturbauweisen) Ögmundur Petersson M.Sc. (Unterstützung Multidisziplinäre Optimierung)
0817	Wissenschaftliche Hilfskräfte: Dipl.-Ing. Thomas Matzies (Impactsimulation)
0822	Diverse studentische Hilfskräfte für Hilfs-/Zuarbeiten in Experiment und Simulation (im Einzelnen nicht aufgeschlüsselt)
0834	Diverse Rechner Hard- und Softwareausgaben, sowie Ausgaben für Messtechnik (im Einzelnen nicht aufgeschlüsselt)
0843	Allgemeine Verwaltungskosten und Vorhabensbedarf (Verbrauchsmaterialien, Bücher, Material; im Einzelnen nicht aufgeschlüsselt)
0846	Ausgaben für Dienstreisen (Fahrten zu Projektmeetings, Konferenzen, Schulungen; im Einzelnen nicht aufgeschlüsselt)
0850	Investitionen > 400e (inventarisiert Gegenstände; Messtechnik, Computerbedarf, Material und Sensorik für BIAx-Prüfstand; im Einzelnen nicht aufgeschlüsselt)

1.6 Veröffentlichungen

Die Ergebnisse des Forschungsvorhabens wurden bereits an folgenden Stellen in Teilen veröffentlicht:

U. Berger:

„Bauteilüberwachung durch Analyse von Schwingungen und Festkörperwellen“, Dissertation, Technische Universität München, 2006

U. Berger, T. Kuhn, H. Baier:

„Alternative Strukturbaueisen und deren Zustandsüberwachung bei Luftschiffen“, Deutscher Luft- und Raumfahrtkongress 2005; 26.-29.09.2005, Friedrichshafen, Deutschland

T. Kuhn, U. Berger, M. Lang, H. Baier:

„Advanced tailplane designs and repair mechanisms for the semirigid airship Zeppelin NT“, 5th AIAA Aviation, Technology, Integration, and Operations Conference (ATIO) and 16th AIAA Lighter-than-Air and Balloon Systems Conference (LTA); 26.-28.09.2005, Arlington, VA, USA

U. Berger, H. Baier:

„Ultraschallbasierende Überwachung von Leichtbaustrukturen“, GESA-Symposium 2005, 21.-22.09.2005, Saarbrücken, Deutschland

U. Berger, H. Baier:

„Strukturüberwachung mit integrierter faseroptischer Sensorik und Lamb-Wellentechnik“, Deutscher Luft- und Raumfahrtkongress 2004, 20.-25.09.2004, Dresden, Deutschland

U. Berger, H. Baier:

„Experimental and Analytical Investigations in Structural Health Monitoring with LAMB-Waves“, Proceedings vom 2nd European Workshop on Structural Health Monitoring 2004, 07.-09.7.2004, München, Deutschland

2 Dokumentation zu AP 1000: Leitwerk

Zur Steuerung besitzt der Zeppelin NT LZ07 drei baugleiche, jeweils ca. 110 kg schwere Leitwerke, die in umgekehrter Y-Anordnung an die Haupttragstruktur angebracht sind:



Quelle: [7]

Abbildung 2.1: Zeppelin NT LZ07: Leitwerke in umgekehrter Y-Anordnung

Die Leitwerke bestehen aus einer äußeren Schale in Sandwichbauweise, die über eine innere Struktur aus CFK-Stegen versteift ist, um den auftretenden Torsions- und Biegemomenten standhalten zu können. Bild 2.2 zeigt eine Außenansicht des Leitwerks, Bild 2.3 die innere Versteifungsstruktur während der Produktion.



Quelle: [7]

Abbildung 2.2: Zeppelin NT LZ07: Außenansicht Leitwerk



Quelle: [7]

Abbildung 2.3: Zeppelin NT LZ07: Innere Versteifungsstruktur

Die Leitwerksflosse hat eine Gesamtfläche von $32,13m^2$, davon beträgt die Fläche des Ruders $7,69m^2$ (ca. 24% der Gesamtfläche). Die Hauptabmessungen der Leitwerksgrundfläche zeigt das nachfolgende Bild:

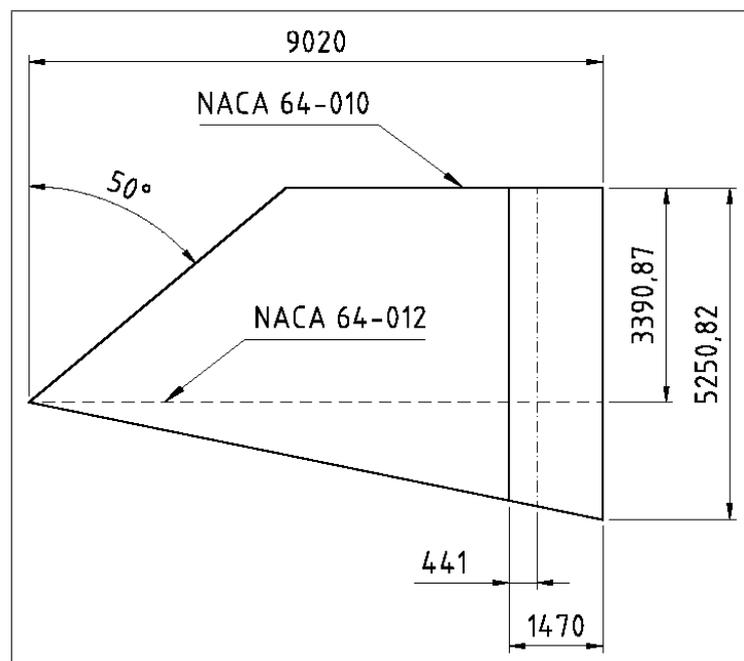


Abbildung 2.4: Zeppelin NT LZ07: Hauptabmessungen der Leitwerksgrundfläche

Der Sandwichaufbau der Leitwerksschale besteht von außen nach innen aus [7]:

- Äußere Deckschicht:
 - 1 Lage Interglas 02034 Glasfasergewebe, $+45^\circ$, $25 \frac{g}{m^2}$,
 - 1 Lage Kohlefasergewebe WL 8.3505.80, $0/90^\circ$, $91 \frac{g}{m^2}$,
- Sandwichkern:
 - PVC-Schaumstoff Divinycell HT 50, variable Dicke: 8-16mm.
- Innere Deckschicht:
 - 1 Lage Kohlefasergewebe WL 8.3505.80, $0/90^\circ$, $91 \frac{g}{m^2}$.

2.1 AP 1100: Bauweisen

Die nachfolgenden Konzepte wurden mit dem Ziel erstellt, Alternativen zu den bestehenden Leitwerken des Zeppelin NT LZ07 aufzuzeigen, die die Masse der bestehenden Leitwerke verringern, bei gleichzeitiger Verbesserung der Impactschadenanfälligkeit durch auftreffenden Hagel (siehe Kapitel 2.2), sowie bei Erhaltung der Steifigkeit.

Da die bisherige Bauweise bereits durch extremen Leichtbau geprägt ist, ist der Spielraum für Verringerung der Masse nur sehr gering. Daher kommen nur wenige Konzepte in Frage, bei denen alle drei Kriterien erhalten bleiben.

2.1.1 AP 1110: Konzepte und Vorauswahl

Im Rahmen dieses Projekts wurden Alternativkonzepte zum bestehenden Leitwerk entworfen. Diese werden nachfolgend in den Kapiteln 2.1.1.1 bis 2.1.1.9 vorgestellt.

Anschließend wird in Kapitel 2.1.1.10 eine Vorauswahl getroffen, um nur vielversprechende Konzepte weiter zu verfolgen.

2.1.1.1 Alternative Aramidfasergewebe-Sandwichdeckschicht

Bei dieser Modifikation des aktuellen Konzepts sollen das WL 8.3505.80-Gewebe und das Glasseidengewebe der äußeren Deckschicht des Sandwichs durch ein Aramidfasergewebe ersetzt werden. Aramidfasergewebe wurden gewählt, da die Schlagzähigkeit von aramidfaserverstärkten Kunststoffen (AFK) größer ist als die von kohlefaserverstärkten Kunststoffen (CFK) und daher eine höhere Impactbeständigkeit gegenüber auftreffenden Hagelkörnern erwartet wird.

Vergleicht man jedoch die Steifigkeiten und Festigkeiten der zwei infrage kommenden Gewebe WL 5.2230 und WL 5.2231 (siehe Tabelle A.3) mit den Steifigkeiten und Festigkeiten der äußeren Deckschicht der bisherigen Bauweise (siehe Tabelle A.8; hier nur Kohlefasergewebe betrachtet, da für Steifigkeit und Festigkeit maßgeblich), sieht man, dass dieses Konzept keine wirkliche Alternative zum bestehenden Konzept darstellt:

Tabelle 2.1: Prozentuale Veränderungen durch Aramidfaserdeckschicht

Kennwert		WL 5.2230	WL 5.2231
Zugfestigkeit	Kette	-27 %	-25 %
	Schuß	-36 %	-35 %
Druckfestigkeit		-73 %	-77 %
E-Modul	Kette	-56 %	-56 %
	Schuß	-62 %	-62 %
Flächengewicht		-37 %	+1,5 %

Weitere Nachteile dieses Konzepts sind die schwierigere Verarbeitbarkeit der Aramidfaserge-webe und die schlechte UV-Beständigkeit des Faserwerkstoffs, wodurch eine nur schwer repa-rierbare Schädigung an Stellen beschädigten Lackes eintreten könnte.

2.1.1.2 Alternative Dyneemafasergewebe-Sandwichdeckschicht

Alternativ zum Austausch der äußeren Sandwichdeckschicht durch ein Aramidfasergewebe ist die Verwendung eines Hochmodul-Polyethylenfasergewebes (Dyneema) denkbar.

Diese Fasern haben folgende positiven Eigenschaften:

- höhere spezifische Festigkeit als Aramidfasern bei niedrigerem spezifischen Gewicht
- niedrigste Dichte aller Verstärkungsfasern
- gute Impactbestänigkeit, da hohe Schlagzähigkeit
- UV-Beständigkeit

Von diesen Fasern ist jedoch nur ein Gewebetyp mit einem Flächengewicht von $160 \frac{g}{m^2}$ kommerziell verfügbar [43]. Dieser hat im Vergleich zur Kohlefaserdeckschicht folgende Eigenschaften (Angaben zur Festigkeit, waren nicht verfügbar):

Tabelle 2.2: Prozentuale Veränderung durch Dyneemafaserdeckschicht

Kennwert	Dyneemagewebe
E-Modul	-48 %
Flächengewicht	+72 %

Weitere Nachteile im Vergleich zu Kohlefasern sind:

- Kriechen unter hohem Druck
- Relativ geringe Haftung in der Matrix
- Verarbeitungsschwierigkeiten ähnlich derer von Aramidfasern

2.1.1.3 Alternativer leichter, weicher Sandwich-Kern

Bei diesem Konzept wird anstatt des PVC-Schaumstoffkerns Divinycell HT 50 ein weicherer, leichter Kern verwendet, um das Gewicht zu reduzieren und um eine federnde Wirkung des Kerns zu erzeugen. Somit wird die Impactbeständigkeit des Laminats erhöht.

Die leichten Standardkerne aus Balsaholz oder aus anderen Materialien in Honigwabenausführung können jedoch nicht verwendet werden, da diese sehr starr sind und somit die geforderte weiche, federnde Eigenschaft nicht besitzen. Es bleiben somit nur leichtere, weichere Schäume übrig oder Varianten, die Luftkammern im Schaum vorsehen, die dann ein Federn ermöglichen. Dies kann zum Beispiel durch das Einbringen kleiner, luftgefüllter oder heliumgefüllter Kunststoffbälle in den Schaum geschehen. Weichere Schäume haben jedoch den Nachteil, dass deren Schubsteifigkeit geringer ist als bei festen Kernen, wodurch die Tragfähigkeit der Schale gefährdet sein könnte.

2.1.1.4 Bespanntes Alternativkonzept mit Sandwichbalken

Bei diesem Konzept werden die aerodynamischen Leitwerkslasten ausschließlich durch die steife Innenkonstruktion getragen. Die Membranbespannung hat lediglich die Aufgabe, die an ihr angreifenden Lasten in die Tragstruktur einzuleiten. Die Innenkonstruktion besteht bei diesem Konzept aus Tragbalken in CFK-Sandwichbauweise und CFK-Versteifungsstreben (siehe Bild 2.5), die gleichzeitig für die aerodynamische Profilform der vorgespannten Hüllenmembran sorgen. Außer der Bespannung wird an diesen Streben noch das Ruder befestigt und dessen Kräfte in die Tragstruktur eingeleitet. Um eine möglichst hohe Torsionssteifigkeit zu erreichen, werden die Tragbalken mit Hilfe von Aramidfaserseilen (geringes spezifisches Gewicht, hohe spezifische Steifigkeit sowie hohe Kriechbeständigkeit) diagonal verspannt.

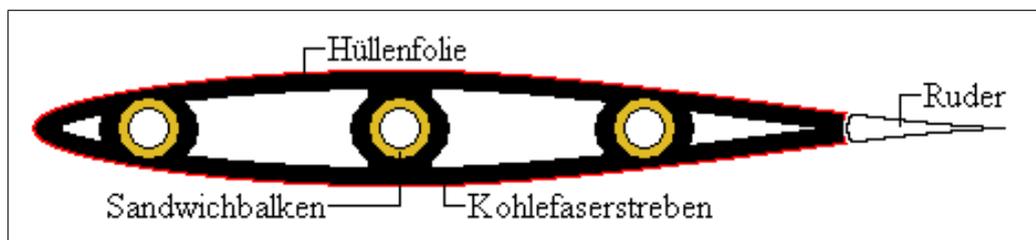


Abbildung 2.5: Schnitt in Leitwerksgrundfläche

Das Sandwich-Deckschicht-Laminat muss nicht wie bei der Sandwichschale des bisherigen Konzepts impactbeständig sein, da das innere des Leitwerks durch die Bespannung geschützt ist. Somit ist kein Glasfasergewebe notwendig. Weiterhin kann ein leichter, aber steifer Kern

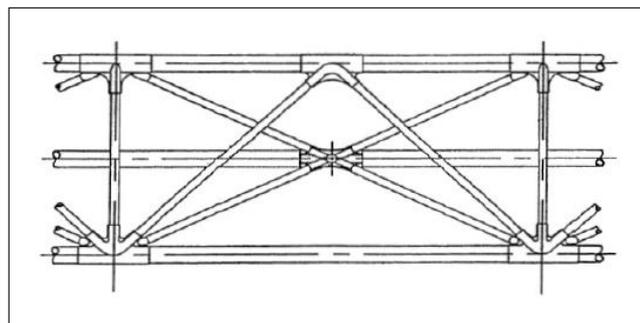
verwendet werden, der eine möglichst geringe Dichte bei gleichzeitig möglichst hoher Schubsteifigkeit aufweist. Es ist jedoch darauf zu achten, dass ein solcher Sandwichkern fertigbar sein muss. Die Hüllenbespannung muss die innere Tragstruktur schützen können und muss ihre Form unter der aerodynamischen Last halten, was durch Vorspannen der Hülle realisiert werden kann. Besonders heraushebbar ist die gute Skalierbarkeit dieses Konzepts, da bei Vergrößerung des Leitwerks der Herstellungsaufwand nahezu gleich bleibt, die Materialzunahme gering ist und sich somit die Masse des Leitwerks nur geringfügig erhöht.

Durch die hohen aerodynamischen Lasten im Staupunktbereich der umströmten Hülle sind dort größere Verformungen zu erwarten. Daraufhin ist in diesem hochbelasteten Bereich keine aerodynamische Konturtreue gewährleistet und somit wird die gewünschte aerodynamische Charakteristik nicht erreicht.

2.1.1.5 Bespanntes Alternativkonzept mit Fachwerkträgern

Dieses Konzept verwendet alternativ zum zuvor vorgestellten Konzept anstatt der Sandwichtragbalken Fachwerktragbalken, ähnlich derer, wie sie im Luftschiffhumpf verwendet werden (siehe Bild 2.6). Dies hat den Vorteil, dass die gleichen Herstellungsverfahren wie beim Bau der Luftschiffhauptstruktur verwendet werden können. Ansonsten ist dieses Konzept mit dem ersten komparabel.

Um mit den Fachwerkträger die gleiche Biege- und Torsionssteifigkeit wie bei dem Sandwichträger-Konzept zu erreichen, ist eine höhere Anzahl von Tragbalken notwendig. Aus diesem Grund wird die geringe Masse der Sandwichbalken-Bauweise nicht ganz erreicht. In einer skalierten Bauweise sinkt die Masse relativ zur Masse des vorigen Konzepts, aufgrund der geringeren Massenzunahme der Fachwerkträger. Daher ist diese Bauweise für größere Leitwerke zu empfehlen.



Quelle: [7]

Abbildung 2.6: 3D-Modell eines Fachwerkträgers

2.1.1.6 Bespanntes Alternativkonzept mit Fachwerkinnenstruktur

Alternativ zu den Tragbalken/Versteifungsstreben-Konzepten, besteht die Innenstruktur dieser Bauweise komplett aus Fachwerkförmig verzweigten CFK-Stäben. Diese tragen die Lasten und geben gleichzeitig der Bespannung die Form. Dies hat den Nachteil, dass die Membranbespannung nur punktuell gestützt wird und somit eine schlechtere Anbindung an die innere Tragstruktur als bei den zuvor vorgestellten Konzepten aufweist.

Der Vorteil dieses Konzepts besteht darin, dass der Herstellungsprozess der Zeppelinhauptstruktur auf den Leitwerksherstellungsprozess transferiert werden kann. Außerdem besteht durch die hohe Verzweigung im Fachwerk eine hohe Biege- und Torsionssteifigkeit. Da es sich bei der Fachwerkkonstruktion um massive CFK-Stäbe oder -Rohre handelt, hat dieses Konzept eine sehr hohe Gesamtmasse. Außerdem ist die Verbindung der Stäbe sehr schwer zu realisieren. Weiterhin ist die Herstellung der Stäbe aufwendiger als die Sandwichherstellung. Hinzu kommen die gleichen Schwierigkeiten wie bei den Tragbalkenkonzepten.

2.1.1.7 Membranbespanntes D-Box Alternativkonzept

Bei dieser Bauweise wird die Nase des Leitwerksprofils wie bei der bisherigen Bauweise in einer Sandwichschalen-Bauweise ausgeführt. Jedoch besteht hier die äußere Sandwichdeckschicht nicht aus einer Lage Glasfasergewebe und einer Lage Kohlefasergewebe, sondern aus einer/ oder mehrerer Lagen Aramidfasergewebe/ Dyneemafasergewebe. Dieses Deckschichtlaminat hat den Vorteil, dass es mehr Impactenergie im Vergleich zu dem Laminat aus Glas- und Kohlefasergewebe aufnehmen kann. Die geringere Steifigkeit und Festigkeit, sowie die resultierende Assymetrie im Sandwichaufbau werden zu gunsten der Impactbeständigkeit in Kauf genommen. Der hintere Teil der Leitwerksflosse wird bespannt ausgeführt (siehe Bild 2.7).

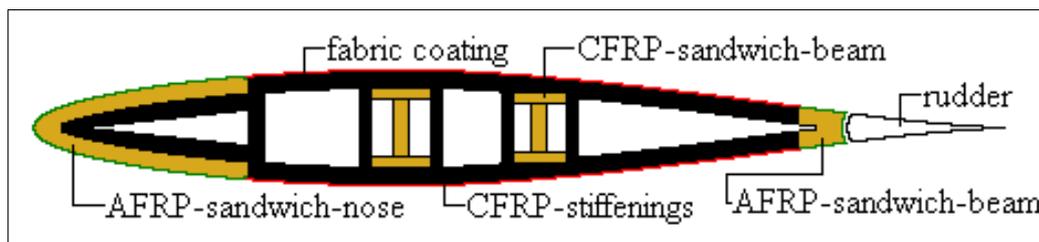


Abbildung 2.7: Profilschnitt

Der Vorteil dieses Konzepts liegt darin, dass sich die Profilmase nicht/ nur gering durch die aerodynamischen Lasten verformen kann (im aerodynamisch relevanten Bereich) und somit in diesem Tragflügelprofilbereich eine sehr konturtreue, aerodynamische Umströmung folgt und im hinteren Bereich der Flosse Gewicht durch die bespannte Bauweise eingespart werden kann. Mit dieser Bauweise kann die Impactbeständigkeit stark reduziert werden, da die Bespannung die Lasten nur in die Tragstruktur einleitet und nicht selbst Lasten trägt. Daher impliziert eine Beschädigung der Bespannung nicht einen Verlust der Gesamttragfähigkeit des Leitwerks. Somit kann auch mit einem Riss in der Bespannung das Leitwerk weiter operieren.

2.1.1.8 Weitere kombinierte Alternativbauweisen

Ebenfalls denkbar ist, die Profiloberseite in einer bespannten Bauweise und die Unterseite in der Schalenbauweise auszuführen. Somit kann die erforderliche Steifigkeit mittels einer versteiften Schale erreicht werden, bei gleichzeitig gesteigerter Impactbeständigkeit der Oberseite. Dieses Konzept ist jedoch nur auf die Höhenleitwerke in der umgekehrten Y-Bauweise des Zeppelin NT LZ07 anwendbar, da deren Unterseite nicht Hagelschlag gefährdet ist. Das beidseitig gefährdete Seitenleitwerk muss in einer anderen Bauweise ausgeführt werden. Somit resultiert ein sehr hoher Fertigungsaufwand.

2.1.1.9 Aufblasbares, aushärtbares Alternativkonzept

Bei diesem Konzept wird Alternativ zur Membranbespannten Tragstruktur eine tragende, aufblasbare CFK-Struktur betrachtet, die nach dem Aufblasen aushärtbar ist (ähnlich zu „inflatable space structures“ [41],[2],[5],[4]). Das Aushärten kann thermisch, durch Verdunsten eines Weichmachers, mittels UV-Strahlung, durch Reaktion mit einem Füllgas oder durch eine Schaumfüllung erfolgen. Bei diesem Herstellungsverfahren wird der Innendruck einmalig, bei der Herstellung, angelegt. Ist der Druck aufgebracht und die gewünschte Kontur erreicht, wird die Membran ausgehärtet.

Dieses Konzept hat die Vorteile, dass eine sehr gute Konturtreue der Leitwerksoberfläche mit einer einfachen Fertigung verbunden wird. Evtl. kann mit dieser Bauweise zusätzlich die Impactresistenz im Vergleich zur aktuellen Bauweise verbessert werden.

2.1.1.10 Bewertung/Vorauswahl

Die Vor- und Nachteile der zuvor vorgestellten/diskutierten Konzepte werden in der nachfolgenden Bewertungsmatrix zusammengefasst. Zusätzlich zu den in Kapitel 2.1.1 erwähnten Kriterien Masse, Steifigkeit und Impactbeständigkeit haben sich bei der Diskussion der Vor- und Nachteile weitere Kriterien wie Produktionsaufwand und Aerodynamische Konturtreue als „zu betrachten“ herauskristallisiert.

Da es sich hierbei um eine qualitative Vorbewertung handelt, wurden die die Bewertungen (relativ im Vergleich mit der aktuellen Sandwichbauweise)

- „++“: viel besser erwartet
- „+“: besser erwartet
- „o“: gleich/keine Änderung erwartet
- „-“: schlechter erwartet
- „--“: viel schlechter erwartet

ohne Gewichtungsfaktoren betrachtet:

Tabelle 2.3: Bewertung der Konzepte/ Bauweisen

Konzept	Masse	Steifigkeit	Produktionsaufwand	Impactbeständigkeit	Konturtreue	Gesamt
Aramidgewebe-deckschicht	+	--	-	+	++	o
Dyneemagewebe-deckschicht	+	--	-	+	++	o
leichter, weicher Sandwichkern	+	--	-	+	++	o
Bespanntes LW (Sandwichträger)	++	o	o	++	--	+
Bespanntes LW (Fachwerkträger)	++	o	o	++	--	+
Bespanntes LW (inneres Fachwerk)	+	o	o	++	--	o
Bespanntes LW (D-Box-Bauweise)	++	+	o	++	+	++
Aufblasbare, aushärtbare LW Bauweise	++	+	++	o	+	++

Nach Abwägung der Vor und Nachteile der zuvor vorgestellten Konzepte mit Hilfe der Bewertungsmatrix, werden im weiteren Projektverlauf das membranbespannte D-Box Alternativkonzept (Kapitel 2.1.2.1) und das aufblasbare, aushärtbare Alternativkonzept (Kapitel 2.1.2.2) weiter betrachtet und detaillierter untersucht.

2.1.2 AP 1120: Rechenmodelle, Parameteruntersuchungen

Für die im vorigen Kapitel ausgewählten Konzepte wurden im Rahmen des Projektes parametrische Simulationsmodelle angefertigt. Diese Modelle und die damit erzielten Ergebnisse werden nachfolgend vorgestellt.

2.1.2.1 Membranbespanntes D-Box Alternativkonzept

2.1.2.1.1 Konzeptvorstellung

Bei dem membranbespannten D-Box Alternativkonzept soll wie bereits in Kapitel 2.1.1.7 vorgestellt die Leitwerksnase in einer Schalenbauweise ausgeführt werden, ähnlich derer wie sie beim aktuellen Leitwerk des Zeppelin NT verwendet wird. Die innere Deckschicht (WL 8.3505.80, Kennwerte siehe Tabelle A.8) und der Schaumstoffkern (Divinycell HT 50, Kennwerte siehe Tabelle A.9) werden von der aktuellen Bauweise übernommen, die äußere Deckschicht besteht aus einer Lage Aramidfasergewebe (WL 5.2230, Kennwerte siehe Tabelle A.3).

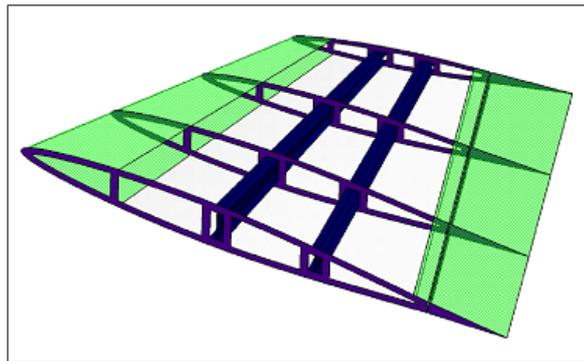
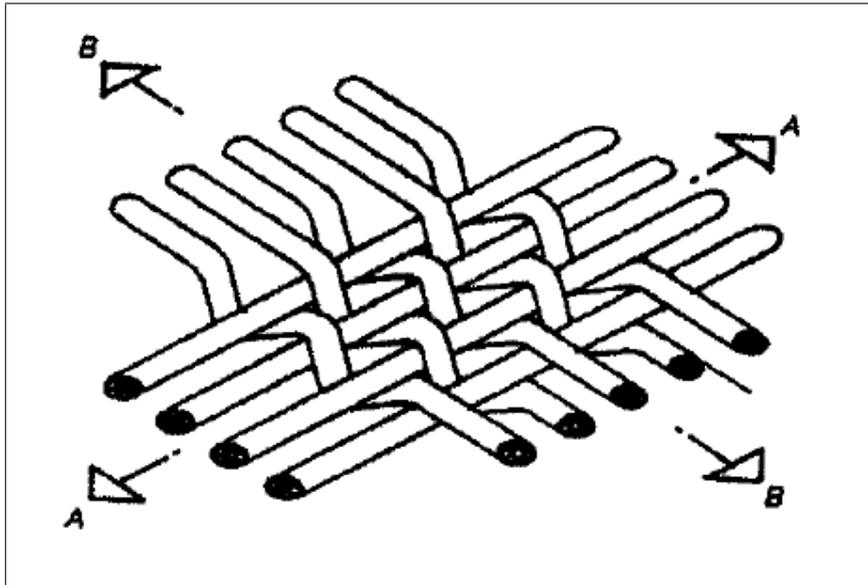


Abbildung 2.8: Detailliertes membranbespanntes D-Box-Konzept

Zusätzlich zur Leitwerksnase in Schalenbauweise werden die hauptsächlich auftretenden Biegebelastungen über 2 Sandwich-Doppel-T-Träger in CFK- und Schaumbauweise, sowie durch einen U-Träger der in unmittelbarer Nähe zum Ruder die feststehende Leitwerksstruktur abschließt getragen. Dieser vierte Tragbalken wird wie die Nasenschale aufgebaut, da auch seine Außenseite aus Bauraumknappheit impactgefährdet ist. Die Doppel-T-Träger liegen im bespannten Bereich des Leitwerks und reichen nicht an die Außenhaut heran. Sie sind somit weniger impactgefährdet und können mit CFK-Deckschichten gefertigt werden. Die Sandwichnase, die Doppel-T-Träger und der U-Träger werden über Versteifungsstreben miteinander gekoppelt. Das Ruder wird an zwei Streben angebunden. Zusätzlich zu dieser Strebenversteifung wird das Konzept mittels Aramidfaserseilen verspannt, um die Torsionssteifigkeit zu erhöhen (siehe Bild 2.8).

2.1.2.1.2 Vorauswahl geeigneter Bespannungsmaterialien

Als Bespannungsmembranen werden in der Regel (meist orthotrope) Gewebe verwendet, welche sich durch ein niedriges Flächengewicht und eine hohe spezifische Reißfestigkeit auszeichnen. Diese Gewebe werden entweder in Kett- oder Schußrichtung (siehe Bild 2.9) des Gewebes parallel zur Flugrichtung angebracht (je nach benötigter Steifigkeit und Festigkeit) und anschließend vorgespannt [12].



Quelle: [42]

Abbildung 2.9: Gewebe aus geraden Kett- (A) und wellenförmigen Schußfäden (B)

Infrage kommende Bespannungsmembranen sind sowohl textile Gewebe nach Luftfahrtnorm LN 9121 [11] oder nach FAA AC 43.13 [12], als auch Aramid-, Glas- und Kohlefasergewebe, sowie die aktuell verwendete Zeppelinhülle.

Textile Gewebe nach LN 9121/FAA AC 43.13 haben den Vorteil, dass sie nach Aufbringung auf die Leitwerkstragstruktur mit Hilfe von Spannlack auf einfache Weise chemisch, bzw. mit Hilfe von Temperatur auf einfache Weise thermisch vorspannbar sind. Es handelt sich bei diesen Materialien um:

- Baumwollbespanngewebe
- Polyesterbespanngewebe

Die Polyestergerewebe sind unter dem Handelsnamen Ceconite und in unterschiedlichen Flächengewichten sowie Festigkeiten erhältlich. In dieser Studie wurden betrachtet:

- Ceconite 101 (FAA certified)
- Ceconite 102 (FAA certified)
- Ceconite NC (Non Certified) (NC)

Das zur Umhüllung des Zeppelins verwendete, (ideale) Material hat für den Einsatz als Leitwerksbespannung den Nachteil, dass es sich bei diesem aufgrund der speziellen Anforderung

der Heliumdichtigkeit um einen Schichtverbund aus

- Tedlar (PVF) → Heliumdichtigkeit
- Polyestergewebe → Reißfestigkeit
- Polyurethan → Verbindung der Schichten

handelt. Dieser Schichtverbund hat ein deutlich höheres Flächengewicht, als die anderen, zuvor vorgestellten, reinen Gewebe [7]. Es hätte jedoch den Vorteil, dass keine Lackierung mehr nötig wäre. Die Vorspannbarkeit wäre jedoch noch zu überprüfen.

Um die Bespannungsmembranen in einem FE-Modell abbilden zu können müssen zunächst die Materialkennwerte der infrage kommenden Bespannungsmembranen bestimmt werden. Die für die Simulationen benötigten Kennwerte der textilen Bespanngewebe mussten experimentell ermittelt werden, da vom Hersteller keine brauchbaren/nur unzureichende Daten erhältlich waren. Zur Kennwertbestimmung wurden einachsige Steifenzugversuche durchgeführt. Mit diesem Versuch konnten die richtungsabhängigen, jedoch nicht richtungsgekoppelten (Gewebe-webkopplungen), nichtlinearen Spannungs-Dehnungs- Zusammenhänge ermittelt werden. Mittels Linearisierung konnten die die Materialsteifigkeit beschreibenden Elazitätsmodule und die Bruchfestigkeiten unter Zugbelastung bestimmt werden, siehe Kapitel 2.1.2.1.3. Die aus den Webkopplungen resultierenden Querkontraktionszahlen konnten mit diesem Versuch nicht ermittelt werden, da die übliche Messmethode mittels auf der Probe applizierten Dehnmessstreifen das Ergebniss bei den sehr dünnen Membranproben verfälschen würde. Somit wurden die Werte für die Simulation geschätzt.

Um Simulationsfehler infolge der Schätzungen der Querkontraktion bei zukünftigen Simulationen zu vermeiden, wurde eine zweiachsige Testmethode entwickelt, mit deren Hilfe das nicht nichtlineare gekoppelte Spannungs-Dehnungsverhalten direkt bestimmt werden kann und mit anschließender Linearisierung die Elazitätsmoduli und Querkontraktionen rechnerisch ermittelt werden können.

Somit kann das Verformungsverhalten der Bespannungsmembrane deutlich genauer durch Simulation bestimmt werden.

Neben dem Spannungs-Dehnungs-Verhalten wurde in weiteren Versuchen die maximal erzielbare Vorspannung und somit die Verschiebungen der Spannungs-Dehnungs-Kurven, resultierend aus dem thermischen Spannverfahren bei Polyesterproben, sowie die maximal erzielbare Vorspannung, resultierend aus dem Spannverfahren mittels Spannlack bei Baumwollproben, ermittelt, siehe Kapitel 2.1.2.1.5.

Die Kennwerte für die alternativen Gewebe wurden aus den Garndaten (Anhang A) abgeschätzt, bzw. die Kennwerte für die Zeppelinhülle konnten aus den von [7] erhaltenen Simulationsannahmen abgeschätzt werden.

In weiteren Versuchen wurde die Impactbeständigkeit der Membrane untersucht, um die Überlegenheit auf diesem Gebiet gegenüber der bisherigen Leitwerksbauweise quantitativ nachzuweisen. Die Ergebnisse dieser Versuche sind in Kapitel 2.2.2.2 (Schadensverhalten) dokumentiert.

2.1.2.1.3 Kennwerteermittlung textiler Membranen

Versuchsbeschreibung

Um die für die Simulation notwendigen Kennwerte E-Modul, Bruchspannung und Bruchdehnung zu ermitteln (Querkontraktion geschätzt), wurden Streifenzugversuche nach EN-ISO 13934-1 [9] mit nicht vorgespannten Proben durchgeführt. Diese Versuche wurden für beide Webrichtungen der Membran durchgeführt, da sich das Werkstoffverhalten in den Richtungen unterscheidet (Orthotropie).

Aufgezeichnet wurden nichtlineare Kraft-Weg-Diagramme die mittels Geometrienormierung in nichtlineare Spannungs-Dehnungs-Diagramme überführt und mittels anschließender Linearisierung in den Steifigkeitskennwert E-Modul überführt wurden. Die Probenbruchfestigkeit konnte direkt aus den Spannungs-Dehnungs-Diagrammen abgelesen werden.

Weiterhin wurden ähnliche Zugversuche mit vorgespannten Proben durchgeführt, um durch den Vergleich der Werkstoffkennwerte evtl. auftretende plastische Verformungen oder chemisch, physikalische Veränderung durch das Spannverfahren zu ermitteln.

Die Ablauf- und Auswertungsvorschriften sind in [9] nachzulesen. Alle Versuche werden im Zustand ohne Endlackierung der Membranoberfläche durchgeführt [12].

Abweichend von der Norm wurden gummierte, pneumatische Klemmbacken mit einer Breite von 38mm (statt 60mm) verwendet, da diese am Lehrstuhl vorhanden waren und durch deren Gummierung ein möglichst Probenschonender Versuch gewährleistet werden konnte.

Die Probenlänge wird durch die Zugmaschine (Instron 4505), aufgrund des maximalen Traversenwegs vorgegeben: Da Dehnungen bis zu 50% zu erwarten waren, war die in der Norm festgelegte Einspannlänge von $200(\pm 1)mm$ nicht realisierbar. Daher wurde eine Einspannlänge von $120(\pm 1)mm$ gewählt.



Abbildung 2.10: Zugprüfmaschine Instron 4505 mit Klimakammer

Ergebnisse Kennwertermittlung

Die nachfolgenden Bilder zeigen die mit dem Streifenzugversuch ermittelten Spannungs-Dehnungs-Kurven von jeweils 5 Proben. Abbildung 2.11 zeigt die ermittelten Kurven für das Polyestergewebe Ceconite 101, Abbildung 2.12 zeigt die ermittelten Kurven für das Polyestergewebe Ceconite 102, Abbildung 2.13 zeigt die ermittelten Kurven für das Polyestergewebe Ceconite NC und Abbildung 2.14 zeigt die ermittelten Kurven für das Baumwollgewebe (Grade A Cotton). Für alle Kurven wurden der E-Modul (Linearisierung, in Anlehnung an [8]), die Bruchfestigkeit und die Bruchdehnung (jeweils direkte Ablesung aus den Kurven) ermittelt. Weiterhin wurden jeweils für jede Geweberichtung die statistischen Größen Mittelwert (MW), Standardabweichung (SAW) und der Streubereich um den Mittelwert ermittelt ($MW - 2 \times SAW$ - $MW + 2 \times SAW$). Tabelle 2.4 und 2.5 zeigen die berechneten/abgelesenen Kennwerte für das Polyestergewebe Ceconite 101 (Kett- und Schußrichtung), Tabelle 2.6 und 2.7 zeigen die berechneten/abgelesenen Kennwerte für das Polyestergewebe Ceconite 102, Tabelle 2.8 und 2.9 zeigen die berechneten/abgelesenen Kennwerte für das Polyestergewebe Ceconite NC und Tabelle 2.10 und 2.11 zeigen die berechneten/abgelesenen Kennwerte für das Baumwollgewebe (Grade A Cotton).

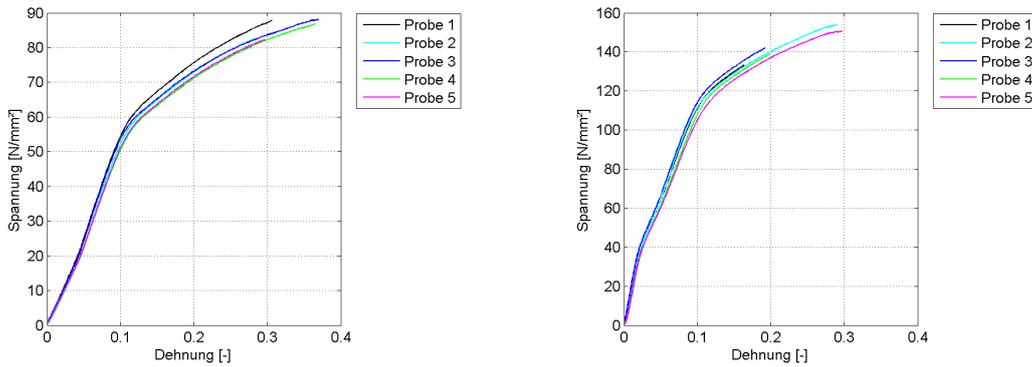


Abbildung 2.11: Spannungs-Dehnungs-Kurven Ceconite 101 (links: Kettrichtung; rechts: Schußrichtung)

Tabelle 2.4: Linearisierte Kennwerte Ceconite 101, Kettrichtung

Wert	E-Modul [$\frac{N}{mm^2}$]	σ_{Bruch} [$\frac{N}{mm^2}$]	ϵ_{Bruch} [%]
Probe 1:	569.9	87.731	30.616
Probe 2:	555.3	82.564	28.234
Probe 3:	565.3	88.036	36.900
Probe 4:	534.0	86.865	36.513
Probe 5:	534.5	82.263	29.676
Mittelwert (MW):	551.81	85.492	32.388
Standardabweichung (SAW):	16.89	2.844	4.035
MW-2xSAW:	585.58	91.180	40.458
MW+2xSAW:	518.04	79.803	24.318

Tabelle 2.5: Linearisierte Kennwerte Ceconite 101, Schußrichtung

Wert	E-Modul [$\frac{N}{mm^2}$]	σ_{Bruch} [$\frac{N}{mm^2}$]	ϵ_{Bruch} [%]
Probe 1:	1192.4	133.143	16.345
Probe 2:	1149.7	153.896	29.062
Probe 3:	1205.7	142.019	19.166
Probe 4:	1142.5	138.791	19.828
Probe 5:	1069.3	150.450	29.679
Mittelwert (MW):	1151.93	143.660	22.816
Standardabweichung (SAW):	53.52	8.483	6.129
MW-2xSAW:	1258.96	160.627	35.073
MW+2xSAW:	1044.89	126.693	10.558

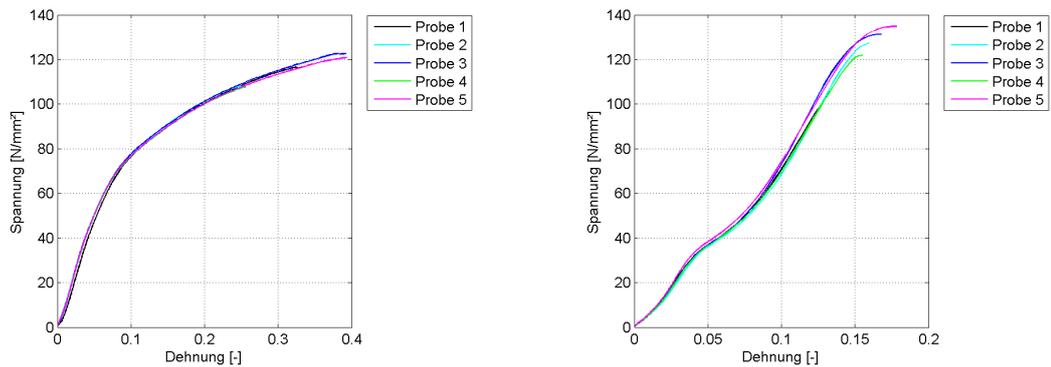


Abbildung 2.12: Spannungs-Dehnungs-Kurven Ceconite 102 (links: Ketttrichtung; rechts: Schußrichtung)

Tabelle 2.6: Linearisierte Kennwerte Ceconite 102, Ketttrichtung

Wert	E-Modul [$\frac{N}{mm^2}$]	σ_{Bruch} [$\frac{N}{mm^2}$]	ϵ_{Bruch} [%]
Probe 1:	955.6	116.562	32.451
Probe 2:	1003.9	107.989	25.236
Probe 3:	943.8	122.680	39.238
Probe 4:	998.0	107.670	25.565
Probe 5:	949.1	120.858	39.293
Mittelwert (MW):	970.09	115.152	32.357
Standardabweichung (SAW):	28.58	7.044	6.934
MW-2xSAW:	1027.25	129.241	46.224
MW+2xSAW:	912.93	101.063	18.489

Tabelle 2.7: Linearisierte Kennwerte Ceconite 102, Schußrichtung

Wert	E-Modul [$\frac{N}{mm^2}$]	σ_{Bruch} [$\frac{N}{mm^2}$]	ϵ_{Bruch} [%]
Probe 1:	669.8	107.593	13.497
Probe 2:	685.6	127.409	15.946
Probe 3:	720.2	131.348	16.777
Probe 4:	687.9	121.914	15.498
Probe 5:	731.5	134.828	17.825
Mittelwert (MW):	699.00	124.618	15.909
Standardabweichung (SAW):	25.81	10.660	1.613
MW-2xSAW:	750.62	145.938	19.135
MW+2xSAW:	647.38	103.299	12.682

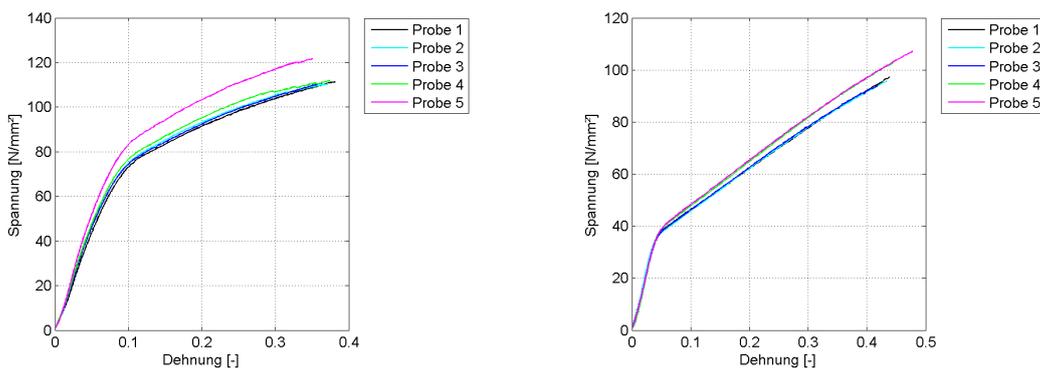


Abbildung 2.13: Spannungs-Dehnungs-Kurven Ceconite NC (links: Ketttrichtung; rechts: Schußrichtung)

Tabelle 2.8: Linearisierte Kennwerte Ceconite NC, Ketttrichtung

Wert	E-Modul [$\frac{N}{mm^2}$]	σ_{Bruch} [$\frac{N}{mm^2}$]	ϵ_{Bruch} [%]
Probe 1:	860.1	111.335	38.123
Probe 2:	901.4	110.291	37.118
Probe 3:	907.9	110.805	36.390
Probe 4:	937.5	111.756	37.398
Probe 5:	1030.5	121.777	35.120
Mittelwert (MW):	927.50	113.193	36.830
Standardabweichung (SAW):	63.86	4.830	1.140
MW-2xSAW:	1055.22	122.853	39.110
MW+2xSAW:	799.78	103.532	34.550

Tabelle 2.9: Linearisierte Kennwerte Ceconite NC, Schußrichtung

Wert	E-Modul [$\frac{N}{mm^2}$]	σ_{Bruch} [$\frac{N}{mm^2}$]	ϵ_{Bruch} [%]
Probe 1:	374.2	97.268	43.897
Probe 2:	376.9	95.763	43.351
Probe 3:	409.8	93.770	41.735
Probe 4:	381.7	102.679	44.455
Probe 5:	364.7	107.054	47.789
Mittelwert (MW):	381.47	99.307	44.245
Standardabweichung (SAW):	17.01	5.449	2.226
MW-2xSAW:	415.49	110.204	48.698
MW+2xSAW:	347.45	88.409	39.793

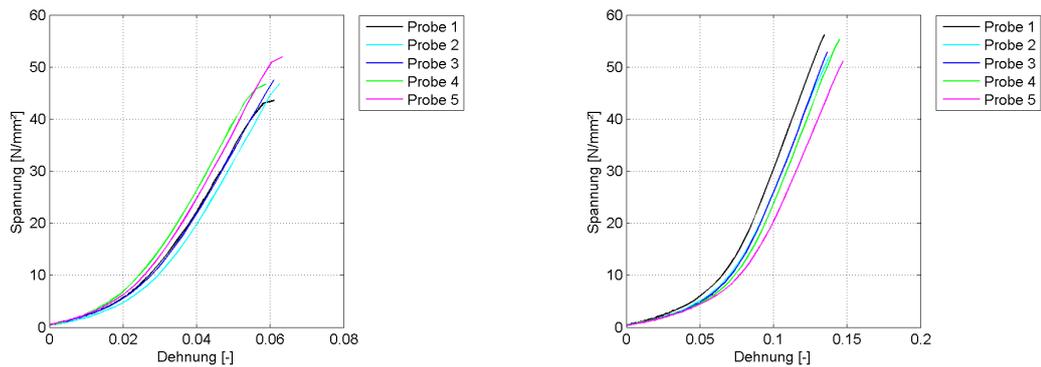


Abbildung 2.14: Spannungs-Dehnungs-Kurven Grade A Cotton (links: Ketttrichtung; rechts: Schußrichtung)

Tabelle 2.10: Linearisierte Kennwerte Grade A Cotton, Ketttrichtung

Wert	E-Modul [$\frac{N}{mm^2}$]	σ_{Bruch} [$\frac{N}{mm^2}$]	ϵ_{Bruch} [%]
Probe 1:	766.7	43.542	6.101
Probe 2:	804.9	46.805	6.268
Probe 3:	810.0	47.447	6.103
Probe 4:	858.2	46.688	5.880
Probe 5:	894.8	51.938	6.324
Mittelwert (MW):	826.92	47.284	6.135
Standardabweichung (SAW):	49.99	3.011	0.174
MW-2xSAW:	926.89	53.306	6.483
MW+2xSAW:	726.94	41.261	5.787

Tabelle 2.11: Linearisierte Kennwerte Grade A Cotton, Schußrichtung

Wert	E-Modul [$\frac{N}{mm^2}$]	σ_{Bruch} [$\frac{N}{mm^2}$]	ϵ_{Bruch} [%]
Probe 1:	462.0	56.163	13.448
Probe 2:	426.5	51.939	13.781
Probe 3:	443.4	52.860	13.664
Probe 4:	445.5	55.256	14.501
Probe 5:	380.9	51.134	14.713
Mittelwert (MW):	431.65	53.471	14.022
Standardabweichung (SAW):	31.01	2.157	0.553
MW-2xSAW:	493.66	57.785	15.127
MW+2xSAW:	369.64	49.156	12.916

Um die zuvor vorgestellten Kennwerte miteinander vergleichen zu können sind die Mittelwerte von E-Modul, Bruchspannung und Bruchdehnung in nachfolgender Tabelle nochmals zusammengefasst. Weiterhin sind die jeweiligen Membrandicken und das zugehörige Flächengewicht angegeben:

Tabelle 2.12: Zusammenfassung: Linearisierte Kennwerte textiler Spannungsmaterialien (Mittelwerte)

Material		Flächengewicht [1] [$\frac{g}{m^2}$]	Gewebedicke [mm]	E [$\frac{N}{mm^2}$]	σ_{Br} [$\frac{N}{mm^2}$]	ϵ_{Br} [%]
Ceconite 101	Kette	125	0,175	551,81	85,492	32,388
	Schuß			1151,93	143,660	22,816
Ceconite 102	Kette	95	0,135	970,09	115,152	32,357
	Schuß			699,00	124,618	15,909
Ceconite NC	Kette	65	0,100	927,50	113,193	36,830
	Schuß			381,47	99,307	44,245
Grade A Cotton	Kette	110	0,230	826,92	47,284	6,135
	Schuß			431,65	53,471	14,022

Zweiachsige Testmethoden

Um die Richtungskopplung der Kennwerte nichtlinear bestimmen zu können, bzw. daraus mittels Linearisierung die gekoppelten E-Moduli und Querkontraktionen bestimmen/ ableiten zu können, wurden im Rahmen dieses Forschungsprojekts zweiachsige Testmethoden entwickelt. Neben den zuvor genannten mechanischen Kennwerten damit können auch Wärme- und Feuchtedehnungskoeffizienten richtungsgekoppelt zukünftig bestimmt werden.

Zur mechanischen Kennwertbestimmung wurde die im nachfolgenden Bild dargestellte zweiachsige Zugprüfmaschine entwickelt, die mittels Hydraulikzylindern die Proben zweiachsig, Achsen von einander unabhängig regelbar, belastet.

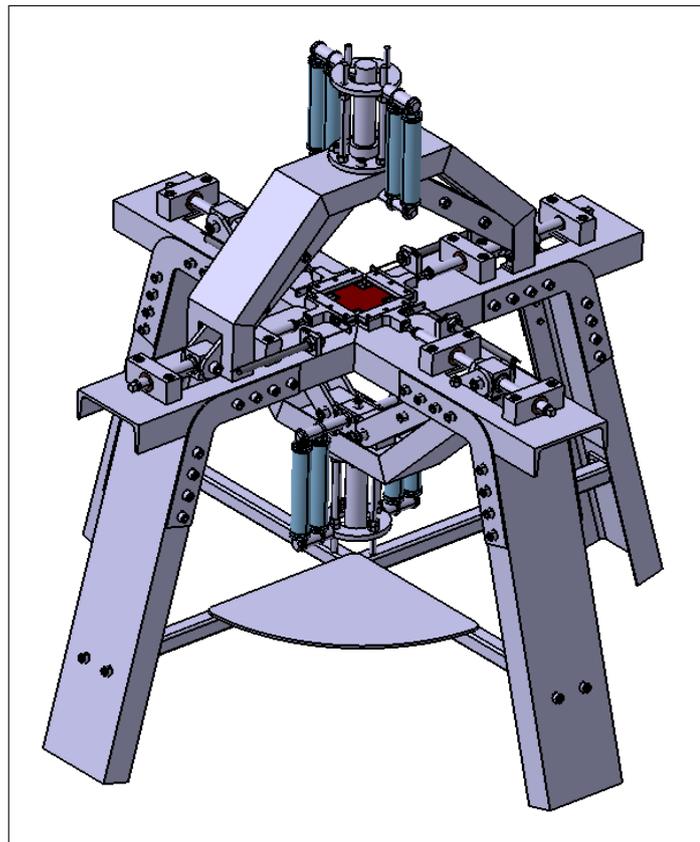


Abbildung 2.15: Zweiachsige Testmethoden: Zugprüfung

Zur Thermo- und Feuchtekenwertbestimmung wurde der im nachfolgenden Bild dargestellte Prüfrahm entwickelt, der in einer Klimakammer betrieben wird.

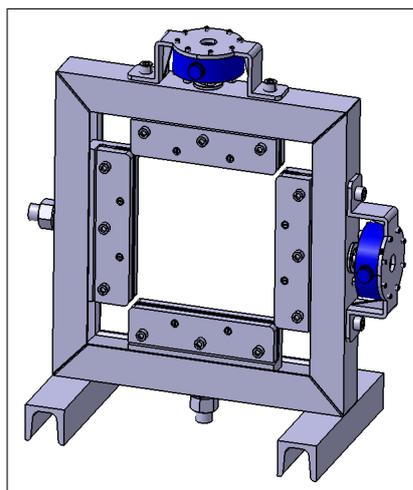


Abbildung 2.16: Zweiachsige Testmethoden: Klimaprüfung

Beide Testmethoden befanden sich zum Zeitpunkt des Projektendes noch im Bau. Daher können in diesem Bericht noch keine Testergebnisse vorgestellt werden. Die zweiachsigen Werkstoffprüfungen nach Fertigstellung der Prüfstände nachgeholt. Außerdem werden die Testmethoden/Testaufbauten weiterhin für andere wissenschaftliche Tätigkeiten/Projekte verwendet.

2.1.2.1.4 Vorspannungsermittlung textiler Membranen

Maximal auftretende Vorspannung bei Raumtemperatur

Mit Vorspannversuchen wurden die maximal auftretenden Vorspannungen der Membranen, resultierend aus den mit den verwendeten Spannmethoden erzielten Materialschrumpfungen ermittelt. Diese Ermittlung erfolgte durch Einspannen der Membranen in die bei den Zugversuchen verwendete Zugmaschine (Einspannlänge: 180mm, um den gesamten behandelten Probenbereich in anschließendem Zugversuch einspannen zu können). Nach dem Einspannen wird die Vorspannung für die Baumwollproben chemisch, durch das Aufbringen von Spannack, für die Ceconite Proben thermisch, durch kontrolliertes Aufbringen von 180°C in einer Klimakammer, aufgebracht. Nach dem Aufbringen der Vorspannung stellte sich eine Zugkraft ein, die über die Kraftmessdose der Zugmaschine ermittelt werden konnte. Die aus dieser Kraft resultierende Spannung im Werkstoff lässt sich mit der zuvor bestimmten Gewebequerschnittsfläche bestimmen:

$$\sigma_{vor} = \frac{F_{vor}}{A_{Gewebe}} \quad (2.1)$$

Da dieser Versuch nur einachsig erfolgt, muss er für Kett- und Schußrichtung der Gewebe durchgeführt werden.

Bei einer Einspannlänge von 180mm resultierten die maximalen, aus 5 Proben gemittelten, Vorspannungen. Weiterhin wurde die Abhängigkeit der Vorspannung von der Spannlänge ermittelt. Diese Abhängigkeit wird mit einer Formel angegeben. Diese Formel und die maximale Vorspannungen sind für die 4 textilen Bespannungsmaterialien in nachfolgender Tabelle zusammengefasst.

Tabelle 2.13: maximale Vorspannung textiler Bespannungsmaterialien

Material	Richtung	σ_{vor}	σ_{vor}
		(180 mm Spannlänge) [$\frac{N}{mm^2}$]	(Längenvariation) [$\frac{N}{mm^2}$]
Ceconite 101	Kette	1,70	$\sigma_{vor} = 8,2888 \cdot x^{-0,3203}$
	Schuß	6,03	$\sigma_{vor} = 21,791 \cdot x^{-0,2558}$
Ceconite 102	Kette	3,35	$\sigma_{vor} = 62,482 \cdot x^{-0,5789}$
	Schuß	2,76	$\sigma_{vor} = 47,624 \cdot x^{-0,5414}$
Ceconite NC	Kette	3,43	$\sigma_{vor} = 73,358 \cdot x^{-0,609}$
	Schuß	2,93	$\sigma_{vor} = 31,151 \cdot x^{-0,4595}$
Baumwolle	Kette	2,80	nicht durchgeführt
	Schuß	3,24	$\sigma_{vor} = 0,0152 \cdot x + 0,9501$

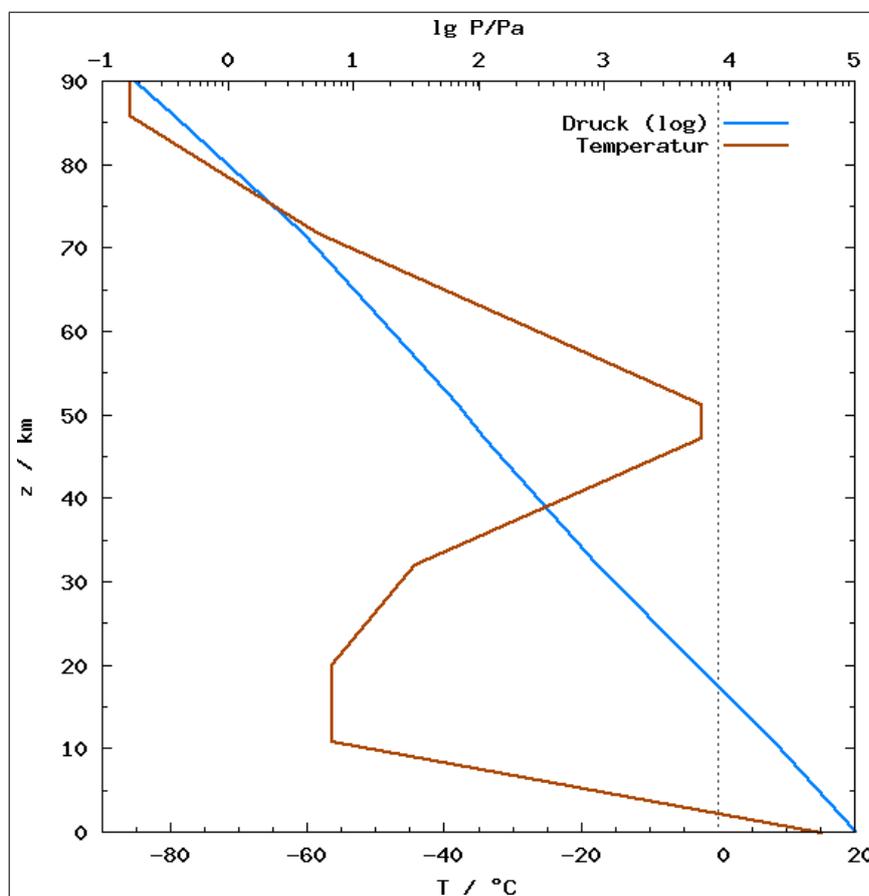
Die ermittelten Längenvariationen zeigen, dass die Vorspannung für die thermisch gespannten Polyesterproben mit zunehmender Spannlänge abnehmen und somit der bei einer Spannlänge von 180 mm ermittelte Spannungswert als worst-case Wert betrachtet werden kann, da im Einsatz größere Überspannlängen als 180 mm anvisiert sind.

Bei den Baumwollproben sind solche Betrachtungen nicht möglich, da bei zunehmender Spannlänge die Vorspannung zunimmt (Schußrichtung). Somit müsste bei der Simulation die Vorspannung mit der Längenvariationsformel bestimmt werden, siehe Tabelle 2.12.

Aufgrund der Langwierigkeit der Vorspannungsversuche bei den Baumwollproben, wurden diese nur für die Schußrichtung durchgeführt (diverse Spannackschichten mit langen Trocknungszeiten). Die ermittelten Vorspannungskennwerte können aufgrund der einachsigen Betrachtung nur als grobe Abschätzung betrachtet werden, da die Einflüsse der jeweils zweiten Geweberichtung auf die Vorspannung nicht betrachtet wurden. Die für die Ermittlung zweiachsig gekoppelter Temperaturkennwerte entwickelte Testmethode, siehe Bild 2.16, kann dieses Problem beheben.

Vorspannungsverluste durch Klimaänderung

Im Vergleich zum Sandwichschalen Leitwerk muss für das membranbespannte Leitwerk zusätzlich ein evtl. auftretender Vorspannungsverlust über die Lebensdauer ermittelt werden. Der infrage kommende Temperaturbereich für die Klimaversuche ergibt sich aus den Flugeigenschaften des Zeppelin NT und den Klimabedingungen, denen das Luftschiff ausgesetzt ist. Der Zeppelin fliegt in einer maximalen Flughöhe von 2600m [7] ($\approx 3000\text{m}$). Daraus lässt sich mit Hilfe des Temperaturverlaufs der ISA-Standardatmosphäre die minimale Umgebungstemperatur ermitteln:



[44]

Abbildung 2.17: ISA-Standardatmosphäre

In 3000m Flughöhe erhält man somit die minimale Umgebungstemperatur von:

$$(T_{3000m})_{ISA} = -4,5^{\circ}C \approx -5^{\circ}C \quad (2.2)$$

An einem kalten Wintertag (ISA-25°C) verschiebt sich die Kurve in Bild 2.17 um 25°C nach links. Daher erhält man in 3000m Flughöhe eine Temperatur von:

$$(T_{3000m})_{ISA-25} = -30^{\circ}C \quad (2.3)$$

Die maximale Temperaturbelastung auf eine schwarze Oberfläche berechnet sich nach dem Stefan-Boltzmann-Gesetz [44]:

$$P = \sigma \cdot A \cdot T^4 \quad (2.4)$$

Dabei sind P die abgestrahlte Leistung, A die Fläche, T die Temperatur eines schwarzen Körpers und σ die Stefan-Boltzmann-Konstante [44]:

$$\sigma = 5,67051 \cdot 10^{-8} \frac{W}{m^2 K^4} \quad (2.5)$$

Stellt man das Stefan-Boltzmann-Gesetz um, erhält man eine quadratmeterbezogene Leistung:

$$E_0 = \frac{P}{A} = \sigma \cdot T^4 \quad (2.6)$$

Daraus erhält man die maximale Temperatur auf einer schwarzen Leitwerksoberfläche:

$$T = \sqrt[4]{\frac{E_0}{\sigma}} \quad (2.7)$$

Berücksichtigt man das Rückstrahlvermögen (Albedo) einer weiß-grauen Oberfläche (ca. 40% angenommen) des Leitwerks, erhält man eine Oberflächentemperatur von:

$$T = \sqrt[4]{\frac{0,6 \cdot E_0}{\sigma}} \quad (2.8)$$

Die quadratmeterbezogene Leistung, die auf das Leitwerk einfällt, lässt sich aus der gesamten Strahlungsleistung der Sonne, die pro Quadratmeter auf der Erde einfällt abschätzen. Diese Sonnenleistung beträgt nach [44]:

$$E_0 = 1367 \frac{W}{m^2} \quad (2.9)$$

Diese Strahlungsleistung beträgt aufgrund der Dämpfung der Atmosphäre in 3000m Höhe [44]:

$$E_0 \approx 1000 \frac{W}{m^2} \quad (2.10)$$

Damit erhält man eine Leitwerksoberflächen-Temperatur von:

$$T = \sqrt[4]{\frac{0,6 \cdot 1000 \frac{W}{m^2}}{5,67051 \cdot 10^{-8} \frac{W}{m^2 K^4}}} = 73,65^{\circ}C \approx 75^{\circ}C \quad (2.11)$$

Somit folgt der zu betrachtende Temperaturbereich:

$$-30^{\circ}C \geq T \leq +75^{\circ}C \quad (2.12)$$

Dieser Temperaturbereich kann mit der zweiachsigen Thermotestmethode abgedeckt werden und somit evtl. auftretenden Vorspannungsverluste im Langzeitversuch ermittelt werden. Da diese Vorrichtung zum Zeitpunkt des Projektabschlusses noch nicht fertig gestellt war, wurde diese Langzeitbetrachtung noch nicht durchgeführt.

2.1.2.1.5 Abschätzung der Kennwerte für Aramid-, Kohle- und Glasfasergewebe

Die Materialkennwerte für Aramid-, Kohle- und Glasfasergewebe können vereinfacht aus den vorhandenen Garnkennwerten, die dem „Werkstoffhandbuch der Deutschen Luftfahrt - Teil II: Nichtmetallische Werkstoffe“ entnommen wurden [10], abgeschätzt werden.

Da für Kett- und Schußrichtung der Gewebe jeweils das Gleiche Fasermaterial verwendet wird, wird bei dieser Abschätzung davon ausgegangen, dass Steifigkeit und Festigkeit des Gewebes je Richtung der Hälfte der Steifigkeit und der Festigkeit des verwebten Garns entsprechen, da jede Geweberichtung die Hälfte der Gewebedicke einnimmt (grobe Vereinfachung der klassischen Laminattheorie [25]).

Damit ergeben sich die E-Module:

$$E_{\text{Gewebe}} = \frac{E_{\text{Garn}}}{2} \quad (2.13)$$

Die Bruchspannungen:

$$\sigma_{\text{Gewebe}} = \frac{\sigma_{\text{Garn}}}{2} \quad (2.14)$$

Und daraus die Bruchdehnungen (unter der Annahme eines Linearen Werkstoffverhaltens bis zum Bruch):

$$\epsilon_{\text{Gewebe}} = \frac{\sigma_{\text{Gewebe}}}{E_{\text{Gewebe}}} \quad (2.15)$$

Diese Bruchspannungen und Bruchdehnungen beschreiben den maximalen Einsatzbereich der Gewebe. Für einen Einsatz als Bespannungsmembran müssen die Gewebe auch noch gegenüber Impactschäden resistent sein, somit verringern sich die für den normalen Einsatzfall maßgeblichen Bruchspannungen und Bruchdehnungen. Betrachtet man die zuvor ermittelten Spannungs-Dehnungs-Diagramme der textilen Bespannungen, sieht man, dass der ermittelte lineare Bereich ca. $\frac{1}{4}$ der maximalen Belastbarkeit der Membran ausmacht und somit eine Sicherheit im Werkstoffverhalten von 75% für Impactschäden reserviert ist. Daher wird nachfolgend diese Sicherheit mit 25% der maximalen Bruchspannung abgeschätzt:

$$\sigma_{\text{Einsatz}} = 25\% \cdot \sigma_{\text{Gewebe}} \quad (2.16)$$

$$\epsilon_{\text{Einsatz}} = 25\% \cdot \epsilon_{\text{Gewebe}} \quad (2.17)$$

Somit können für die im Tabellenanhang A aufgeführten Gewebe (Tabelle A.1, A.4, A.6) mit den zugehörigen Garnkennwerten (Tabelle A.2, A.5, A.7) nachfolgende Kennwerte abgeschätzt werden. Da der Einsatz als Bespannungsmembran ein niedriges Flächengewicht der Gewebe voraussetzt, werden nur die leichtesten Gewebe aus den 3 Materialien betrachtet:

Tabelle 2.14: Kennwerte für Aramid-, Kohle- und Glasfasergewebe

Material	Flächen- gewicht [$\frac{g}{m^2}$]	Gewebe- dicke [mm]	E [$\frac{N}{mm^2}$]	σ_{Br} [$\frac{N}{mm^2}$]	ϵ_{Br} [%]
WL 5.2230	61	0,13	62500	343,75	0,55
WL 8.4505	80	0,10	36500	437,50	1,2
WL 8.3610	93	0,15	110000	400,00	0,375

2.1.2.1.6 Abschätzung der Kennwerte für die Zeppelinhülle

Aus Anhang A.6 können die Rechenwerte für die Zeppelinhüllenmembran entnommen werden. Die dort aufgeführte Bruchspannung bezieht sich wie bei den Geweben im vorigen Kapitel auf den maximalen Einsatzbereich der Membran. Daher ist auch hier zunächst ein 75% Sicherheitsbereich zu definieren:

$$\sigma_{Einsatz} = 25\% \cdot \sigma_{Hüllenmembran} \quad (2.18)$$

$$\epsilon_{Einsatz} = \frac{\sigma_{Einsatz}}{E_{Einsatz}} \quad (2.19)$$

Somit erhält man folgende Rechenwerte:

Tabelle 2.15: Kennwerte für die Zeppelinhüllenmembran

Flächen- gewicht [$\frac{g}{m^2}$]	Gewebe- dicke [mm]	E [$\frac{N}{mm^2}$]	$\sigma_{Br_{Kette\&Schuß}}$ [$\frac{N}{mm^2}$]	$\epsilon_{Br_{Kette}}$ [%]	$\epsilon_{Br_{Schuß}}$ [%]
Von ZLT [7] nicht zur Veröffentlichung freigegeben.					

2.1.2.1.7 Ermittlung der maximal überspannbaren Länge mit einfachem FE-Modell

Um die mit einem Bespannungsgewebe maximale überspannbare Länge zu ermitteln, wird ein sehr einfaches, quadratisches, finite Elemente Modell verwendet. Diese quadratische Fläche wird mit der in Kapitel 2.1.2.1.4 ermittelten maximalen Vorspannung vorgespannt und mit einem Konstanten Druck senkrecht zur Fläche belastet, der dem Maximaldruck der für die Auslegung des Leitwerks zugrunde liegenden Druckverteilung entspricht. Diese Druckverteilung entspricht einem worst-case-Lastfall bei Vollausschlag des Ruders und hohem Anstellwinkel zur Umgebungsströmung.

Die Materialverhalten muss geometrisch nichtlinear simuliert werden (Erläuterungen folgen im anschließenden Kapitel).

Nichtlinearität der Simulation

Die Grundgleichung der Finite Elemente Methode lautet:

$$[M] \cdot \ddot{\vec{u}} + [C] \cdot \dot{\vec{u}} + [K] \cdot \vec{u} = \vec{F}(t) \quad (2.20)$$

Im statischen Sonderfall sind sowohl die Beschleunigungen ($\ddot{\vec{u}}$) als auch die Geschwindigkeiten ($\dot{\vec{u}}$) gleich $\vec{0}$. Daraus folgt:

$$[K] \cdot \vec{u} = \vec{F}(t) \quad (2.21)$$

Bei linearen Berechnungen ist die Matrix des Gleichungssystems konstant, d.h. die Verformungen und die sich daraus ergebenden Spannungen sind proportional zur Last:

$$\vec{F} \sim \vec{u} \quad (2.22)$$

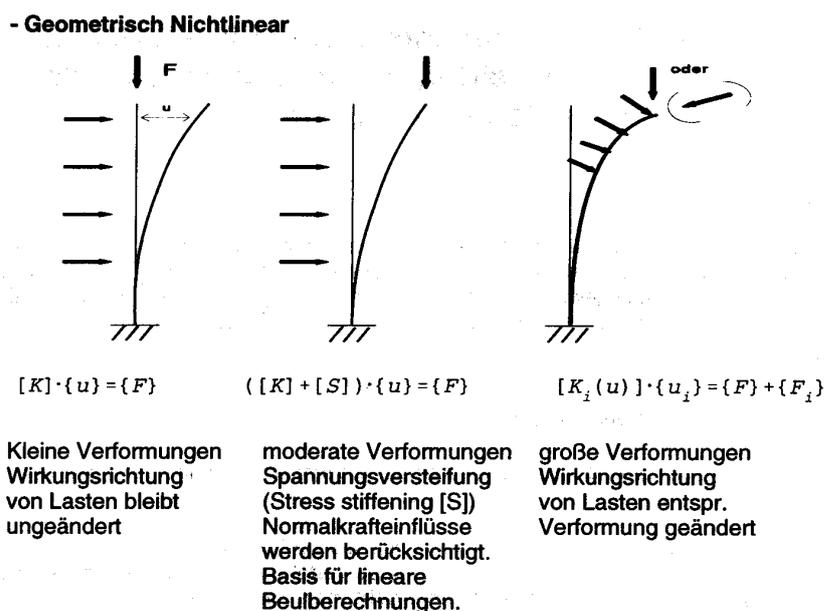
Nichtlineare Berechnungen sind jedoch dadurch charakterisiert, dass die Matrix des Gleichungssystems von der Verformung, d.h. vom unbekanntem Ergebnisvektor abhängig ist. In diesem Fall ist eine iterative Lösung erforderlich. [36]

Prinzipiell sind 3 Arten von nichtlinearen Berechnungen unterscheidbar:

- Geometrienichtlinearität
- Materialnichtlinearität
- Strukturnichtlinearität

Unter Geometrienichtlinearitäten versteht man die Einbeziehung großer Verzerrungen auf das Tragverhalten von Bauteilen. Dazu gehören auch Stabilitätsprobleme. In diesem Fall verändert sich das Tragverhalten durch die Verformungen und Verzerrungen. [36]

Diese Änderung des Tragverhaltens lässt sich über eine Änderung der wirkungsrichtung der Lasten iterativ ermitteln.



[36]

Abbildung 2.18: Änderung der Wirkungsrichtung der Lasten

Die geometrischen Nichtlinearitäten müssen bei der Bespannungsmembransimulation betrachtet werden, da durch die auf das Leitwerk aufgebracht Lasten, resultierend aus der aerodynamischen Umströmung des Leitwerks, Verformungen zu erwarten sind, die um ein vielfaches höher sind, als die Dicke der Bespannungsmaterialien. Diese große Verformung resultiert aus den Spannungs-Dehnungs-Verhalten der untersuchten Polyester-/Bauwollwerkstoffe, die Dehnungen bis zu $\approx 5\%$ im linearisierten Anfangsbereich der Spannungs-Dehnungs-Kurven aufweisen. In Kombination mit großen Überspannlängen lässt sich die daraus resultierende maximale Verformung der Bespannung in z-Richtung folgendermaßen abschätzen:

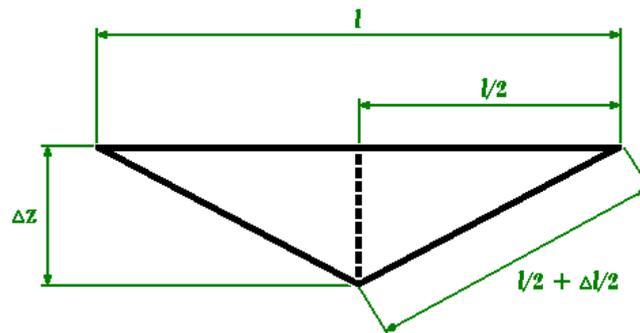


Abbildung 2.19: Abschätzung der maximalen Verformung in z-Richtung

Aus diesem Bild lässt sich mittels des Satzes von Pythagoras die Verformung in z-Richtung berechnen:

$$\Delta z = \sqrt{\left(\frac{l}{2} + \frac{\Delta l}{2}\right)^2 - \left(\frac{l}{2}\right)^2} = \sqrt{\frac{l \cdot \Delta l}{2} + \frac{\Delta l^2}{4}} \quad (2.23)$$

Die Längenänderung Δl erhält man aus dem eindimensionalen Zusammenhang zwischen ihr und der Dehnung:

$$\epsilon = \frac{\Delta l}{l} \quad (2.24)$$

Die Dehnung an der Stelle der maximalen Spannung im linearen Bereich der Spannungs-Dehnungs-Kurve der Bespannungsmaterialien lässt sich über das eindimensionale Hook'sche Gesetz abschätzen:

$$\sigma_{max} = E \cdot \epsilon_{max} \Rightarrow \epsilon_{max} = \frac{\sigma_{max}}{E} \quad (2.25)$$

Setzt man nun 2.24 und 2.25 in 2.23 ein, erhält man:

$$\Delta z = \sqrt{\frac{l^2 \cdot \sigma}{2 \cdot E} + \left(\frac{l \cdot \sigma}{2 \cdot E}\right)^2} \quad (2.26)$$

Setzt man nun realistische Werte für den E-Modul ($E = 1500 \frac{N}{mm^2}$), die maximale Spannung ($\sigma_{max} = 70 \frac{N}{mm^2}$) und die überspannte Länge ($l = 1m = 1000mm$) ein, erhält man eine maximale Verformung der Bespannung in z-Richtung von:

$$\Delta z \approx 150mm \quad (2.27)$$

Vergleicht man diese hohe Verformung mit der Materialdicke von $t \approx 0,15mm$, sieht man, dass die Verformung ca. 1000 Mal der Membrandicke entspricht. Somit muss das Materialverhalten geometrisch nichtlinear betrachtet werden.

Materialnichtlinearität liegt vor, wenn die Spannungen von den Verzerrungen nichtlinear abhängig sind (z.B. Plastizität), also wenn die Spannungen nicht zu den Verzerrungen proportional sind (Hooke) [36].

Zwar ist das Materialverhalten der in Kapitel 2.1.2.1.3 betrachteten Kennwerte nichtlinear (siehe Abbildungen 2.11 bis 2.14), jedoch kann man das Verhalten der Bespannungsmembranen im Anfangsbereich des Spannungs-Dehnungs-Diagramms, unter der Voraussetzung, dass der Einsatzbereich der Bespannungsmembranen innerhalb dieses Anfangsbereichs liegt, als annähernd linear betrachten (Siehe Tabelle 2.12).

Mit diesen Annahmen kann das Werkstoffverhalten der untersuchten Bespannungsmembranen linear angenommen werden.

Aus Kapitel 2.1.2.1.3 ist entnehmbar, dass das Werkstoffverhalten für Kett- und Schußrichtung des Gewebes unterschiedlich ist. Daher wird für das Gewebe das lineare, zweidimensional orthotrope Werkstoffgesetz verwendet:

$$\begin{pmatrix} \sigma_{11} \\ \sigma_{22} \\ \tau_{12} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \frac{E_{11}}{1-\nu_{12}\cdot\nu_{21}} & \frac{\nu_{21}\cdot E_{11}}{1-\nu_{12}\cdot\nu_{21}} & 0 \\ \frac{\nu_{12}\cdot E_{22}}{1-\nu_{12}\cdot\nu_{21}} & \frac{E_{22}}{1-\nu_{12}\cdot\nu_{21}} & 0 \\ 0 & 0 & G_{12} \end{pmatrix} \cdot \begin{pmatrix} \epsilon_{11} \\ \epsilon_{22} \\ \gamma_{12} \end{pmatrix} \quad (2.28)$$

E_{11} entspricht im Fall der Leitwerksbespannung dem E-Modul in Kettichtung, E_{22} dem E-Modul in Schußrichtung des Gewebes, ν_{12} und ν_{21} den Querkontraktionszahlen.

Unter Strukturnichtlinearität versteht man veränderliche Randbedingungen, Kontaktprobleme oder unterschiedliche Schalterzustände bei Kontrollelementen. [36]

Die Strukturnichtlinearität wird für diese Simulation nicht betrachtet, da in diesem vereinfachten Modell keine Kontaktprobleme auftreten.

Simulationsablauf

Bei dieser Simulation werden die maximal auftretenden Spannungen in Abhängigkeit von der Spannlänge ermittelt. Anschließend werden diese in einem Diagramm aufgetragen und mittels einer Trendkurve die funktionale Abhängigkeit der maximal auftretenden Membranspannung von der Überspannlänge ermittelt. Im Anschluß daran kann mittels dieser Formel die maximal überspannbare Fläche für jedes zu untersuchende Material unter Einbeziehung der Bruchspannung extrapoliert werden.

Bei dem hier verwendeten Modell handelt es sich um eine quadratische Fläche die allseitig fest eingespannt ist (analog zu einem vierseitig aufgeklebtem Bespanngewebe). Auf diese Fläche wird eine konstante Drucklast, die aufgrund der Aerodynamischen Umströmung der maximal am Leitwerk auftretenden Drucklast entspricht (Lastfälle von [7]), aufgebracht. Weiterhin kann bei Verwendung des Schalenelements „Shell 181“ direkt eine über die Membran konstante Vorspannung aufgebracht werden (Nur bei nichtlinearem Materialverhalten sinnvoll, da so ein Vorspannungseffekt berücksichtigt werden kann).

Die Simulation benötigt folgende Eingabeparameter:

- überspannte Länge
- E-Moduli (aus Materialprüfung)
- Querkontraktion, G-Modul (abgeschätzt)
- (Vorspannungen)
- Gewebedicke
- Druckbelastung (konstant)

Die Ausgabe der Simulation sind die maximal auftretende Spannung in x-Richtung (Kette), die maximal auftretende Spannung in y-Richtung (Schuß) und die maximale Verformung in z-Richtung (senkrecht zum Gewebe). Diese Ausgabe wird für diverse Spannweiten in einem Outputfile, das mit jedem Simulationslauf erweitert wird, gespeichert.

Nach vielfachem Durchlaufen der Simulation mit steigender Spannweite, kann die erzeugte Ausgabedatei mittels eines Tabellenkalkulationsprogramms (z.B. MS Excel) weiter verarbeitet werden. Ziel dieser Weiterverarbeitung ist, zunächst die formale Abhängigkeit der ermittelten Spannungen von der Spannweite zu ermitteln, um anschließend mittels Extrapolation die maximale Spannweite unter Betrachtung der maximal zulässigen Spannungen (siehe Tabelle 2.12 und Tabelle 2.14) zu ermitteln (die Extrapolation ist notwendig, da die nichtlineare Simulation bei großen Spannweiten nicht konvergiert und somit kein Ergebnis liefert).

Ergebnisse der Simulation

Nach Durchführung der in Kapitel 2.1.2.1.7 beschriebenen Simulationen erhält man die folgenden Beziehungen zwischen Spannungen und Spannweite:

Tabelle 2.16: Maximal überspannbare Längen

Material	max. Spannung (Ketttrichtung) $[\frac{N}{mm^2}]$	max. Spannung (Schußrichtung) $[\frac{N}{mm^2}]$
Ceconite 101	$\sigma_x = 0,0184 \cdot l + 1,763$	$\sigma_y = 0,0246 \cdot l + 5,9266$
Ceconite 102	$\sigma_x = 0,0308 \cdot l + 3,5775$	$\sigma_y = 0,0284 \cdot l + 2,9921$
Ceconite NC	$\sigma_x = 0,041 \cdot l + 3,416$	$\sigma_y = 0,0334 \cdot l + 2,9334$
Baumwolle	$\sigma_x = 0,017 \cdot l + 3,1182$	$\sigma_y = 0,0182 \cdot l + 3,5607$
WL 5.2230	$\sigma_x = 0,0328 \cdot l + 70$	
WL 8.4505	$\sigma_x = 0,042 \cdot l + 45$	
WL 8.3505	$\sigma_x = 0,0285 \cdot l + 70$	
Zeppelinhülle	$\sigma_x = 0,012 \cdot l + 4,7682$	$\sigma_y = 0,0098 \cdot l + 4,8208$

Aus diesen Beziehungen wurden folgende maximale Spannweiten extrapoliert:

Tabelle 2.17: Maximal überspannbare Längen (Ergebnisse)

Material	max. überspannbare Länge (Kettrichtung)	max. überspannbare Länge (Schußrichtung)
Ceconite 101	1159,62mm	1385,10mm
Ceconite 102	773,46mm	690,42mm
Ceconite NC	475,22mm	678,64mm
Baumwolle	851,87mm	541,17mm
WL 5.2230	8346,0mm	
WL 8.4505	9345,2mm	
WL 8.3610	9824,6mm	
Zeppelinhüllenmembran	1540,2mm	1880,5mm

2.1.2.1.8 Auswahl eines geeigneten Bespannungsmaterials

Zusätzlich zur der maximal überspannbaren Länge, siehe Tabelle 2.17 und dem Flächengewicht der Bespannungsmembranen ist für die Auswahl einer Bespannmembran die Vorspannbarkeit besonders wichtig.

Fasst man die zuvor ermittelten Daten zusammen, erhält man nachfolgende ungewichtete, qualitative Bewertungsmatrix:

Tabelle 2.18: Bewertung der Bespannungsmembranen

Material	Flächen-gewicht	max. überspannbare Länge	Vorspannbarkeit	Gesamt Gesamt
Ceconite 101	o	+	++	++
Ceconite 102	o	o	++	+
Ceconite NC	+	-	++	+
Baumwolle	o	-	o	-
WL 5.2230	+	++	--	o
WL 8.3505	o	++	--	o
WL 8.4505	+	++	--	o
Zeppelinhülle	--	+	+	o

Die maximal überspannbare Länge wurde quantitativ aus den Ergebnissen des vorangegangenen Kapitels übernommen, die Einordnung der Flächengewichte geschah mittels Herstellerangaben und unter Vorspannbarkeit wurde bewertet, wie einfach sich die Membran vorspannen lässt (thermisch, chemisch, mechanisch).

Bewertet wurde mit folgendem Bewertungsmaßstab:

„++“: sehr gut
„+“: gut
„o“: mittelmäßig
„-“: schlecht
„--“: sehr schlecht

Die Impactbeständigkeit wurde für diese Bewertung nicht herangezogen, da diese nicht für alle bewerteten Materialien durchgeführt werden konnte (fehlender Vorspannmechanismus bei Aramid-, Glas-, und Kohlefasergeweben; keine Materialprobe der Zeppelinhülle vorhanden). Nach Durchführung dieser Bewertung, stellt sich die Polyestermembran Ceconite 101 als besonders geeignet für den Einsatz als Bespannungsmembran heraus.

2.1.2.1.9 Struktursimulationsmodell

Nach der nichtlinearen Bestimmung der maximal überspannbaren Länge, wurde zur Bestimmung der Verformungen und der maximal auftretenden Spannungen in der Leitwerktragstruktur ein parametrisches Finite Elemente (FE) Modell erstellt, dass für die gesamte Leitwerkstruktur als geometrisch linear betrachtet wurde. Dies wurde notwendig, um die Rechenzeit gering zu halten (im Hinblick auf eine Optimierung). Dadurch wird zwar nicht das reale Verformungsverhalten der Bespannungsmembranen wiedergegeben, jedoch werden bei dieser Modellierung die realen/vergleichbaren Lasten von der Membran in die Tragstruktur eingeleitet (mittels resultierenden Lasten auf die Membranklebeflächen überprüft).

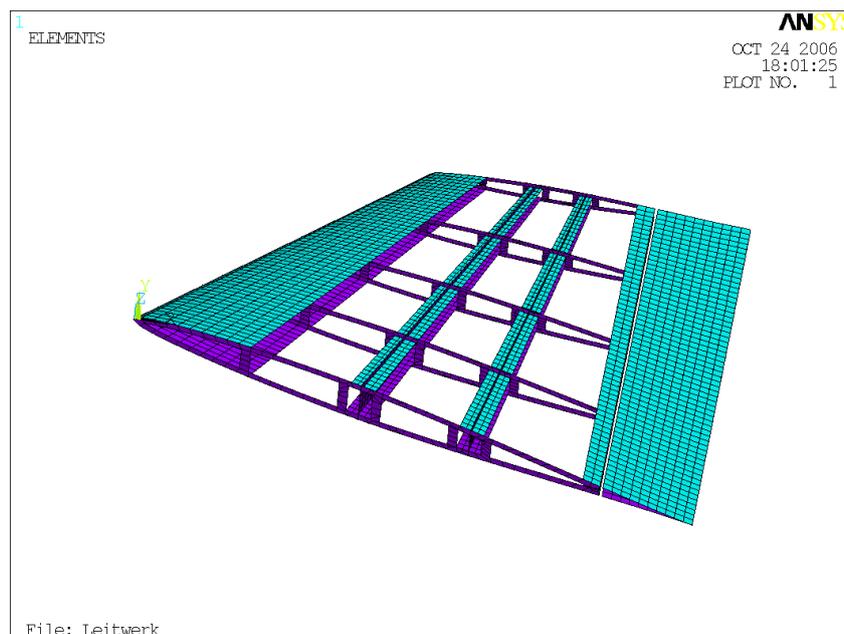


Abbildung 2.20: Finite Elemente Simulation: Simulationsmodell (Bespannungsmembran nicht dargestellt)

Das hier betrachtete Modell ist ein Schalenmodell mit zwei Doppel-T-Balken und fünf Versteifungsstreben. Über die Eigenschaften der Schalen kann der Lagenaufbau des Faserverbundes definiert werden.

Nicht modelliert wurden die Anbindungsstrukturen an die Zeppelin Hauptstruktur.

Das so erzeugte Modell wurde mit diversen Lastfällen [7], die diverse Umströmungssituationen mit unterschiedlichen Ruderausschlägen repräsentieren, belastet. Die daraus resultierenden Verformungen am oberen Ende des Leitwerks dienen zur jeweiligen Bewertung des Konzepts. Weiterhin wurden die maximalen Spannungen in den Bauteil-Sandwichschichten betrachtet, um ein Leitwerksversagen ermitteln zu können.

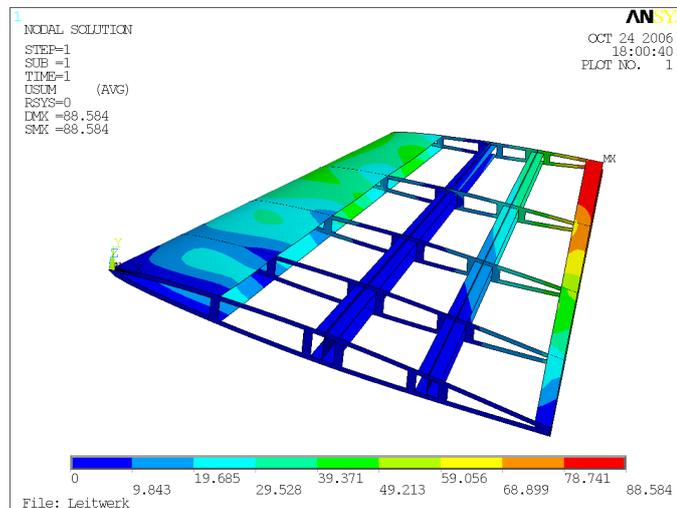


Abbildung 2.21: Finite Elemente Simulation: Maximale Leitwerksverformung; Bespannungsmembran und Ruder nicht dargestellt

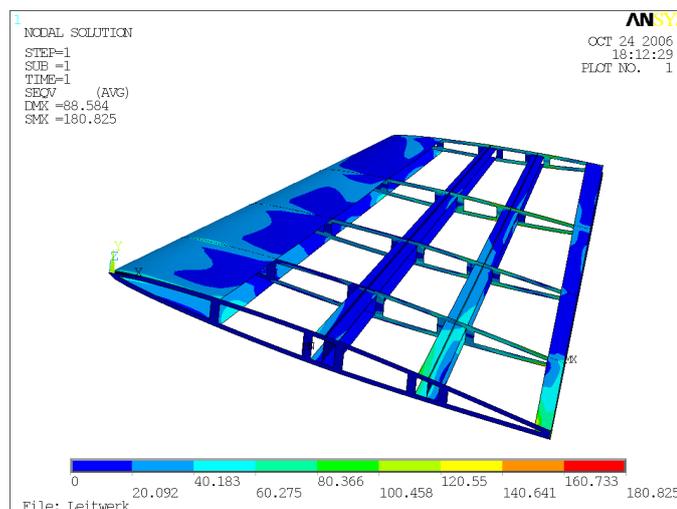


Abbildung 2.22: Finite Elemente Simulation: Maximale Vergleichsspannungen in Sandwichdeckschicht (nach von Mises); Bespannungsmembran und Ruder nicht dargestellt

Die Kriterien Verformung und Spannungen in den Sandwichschichten und im Sandwichkern wurden automatisiert ausgelesen und bewertet, um eine Strukturoptimierung zu ermöglichen.

2.1.2.1.10 Optimierung der Leitwerksstruktur

Für das zuvor beschriebene Modell wurde mit dem am Lehrstuhl für Leichtbau vorhandenen genetischen Optimierungsalgorithmus eine Mehrzielstrukturoptimierung (Masse und Verformungen) mit Spannungsrestriktionen durchgeführt.

Die Optimierung hat gezeigt, dass bei geringen Verformungen und Spannungen die Leitwerksmasse bei ca. 90 kg liegt (zuzüglich Rudermechanik und Hauptstrukturanbindung).

Es konnte leider nur eine Bauteildickenoptimierung durchgeführt werden, da die Umströmungslasten von [7] auf ein starres Netz aufgebracht werden mussten. Somit konnten keine Netzverändernden Parameter untersucht werden.

Bei weiteren Leitwerksuntersuchungen ist somit zu empfehlen, die Umströmungssimulationen direkt in das Optimierungsmodell einzubauen und somit das volle Optimierungspotential auszunutzen (Multidisciplinary Design Optimization, [26]).

2.1.2.2 Aufblasbares, aushärtbares Alternativkonzept

2.1.2.2.1 Konzeptvorstellung

Bei diesem Konzept soll ähnlich zu „inflatable and rigidizable space structures“ [41],[2],[5],[4] eine aufblasbare und aushärtbare Bauweise realisiert werden. Nachdem die „weiche“ Struktur zusammengefügt wurde, soll diese aufgeblasen/ entfaltet werden, um somit die entgeltige Form zu erhalten. Ist diese erreicht, kann die Struktur ausgehärtet werden. Abbildung 2.23 zeigt den ersten Entwurf einer solchen Bauweise. Das Abbildung zeigt die verzweigte Struktur zum tragen der Lasten.

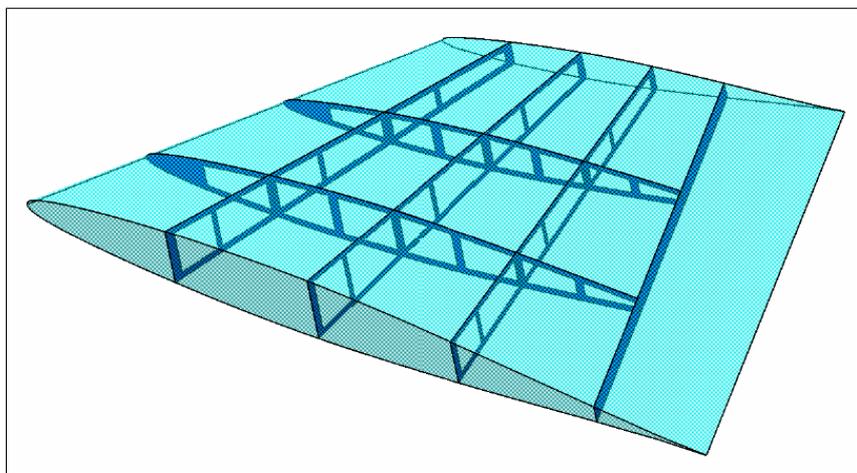


Abbildung 2.23: Aufblasbare, aushärtbare Bauweise

Gefertigt soll dieses Konzept aus zwei bis vier lagerbaren Kohlefaserprepreggewebelagen werden, die zwischen Kunststofffolien/-film Schichten laminiert sind.

Die Folien sollen im unausgehärtenden Zustand ein Verkleben der Verstrebungen verhindern und sollen während des Aufblasvorgangs als Gasbarriere dienen, damit keine Luftblasen oder Löcher in den Kohlefaserwänden entstehen.

Dieser Lagenaufbau wird zunächst zu Würfelrohlingen vernäht und verklebt die anschließend zur Leitwerksstruktur zusammengefügt werden. Die nachfolgenden Bilder zeigen eine solche Würfelstrukturbauweise:

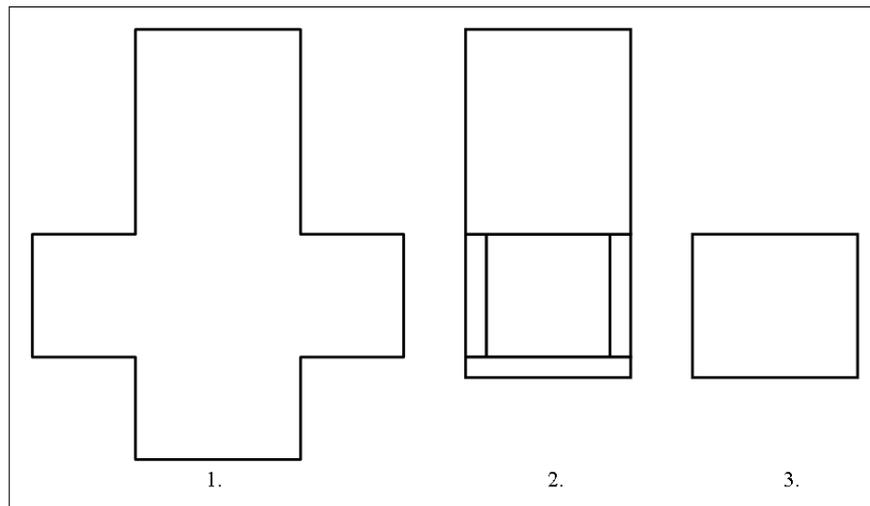


Abbildung 2.24: Aufblasbare Bauweise: Würfelfaltplan

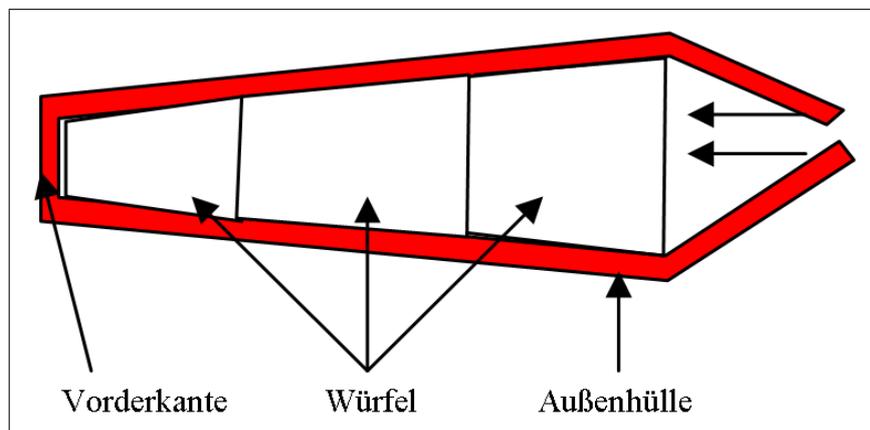


Abbildung 2.25: Aufblasbare Bauweise: Herstellung

2.1.2.2.2 Simulationsmodell

Auch für das aufblasbare und aushärtbare Leitwerkskonzept wurde ein Simulationsmodell erstellt. Hierbei wurde die zuvor beschriebene Würfelkonstruktionsmethodik in ein FE-Schalenmodell übertragen. Dabei hat sich herausgestellt, dass die aerodynamisch belastete Hülle deutlich mehr Stützstellen benötigt, als in Bild 2.23 dargestellt:

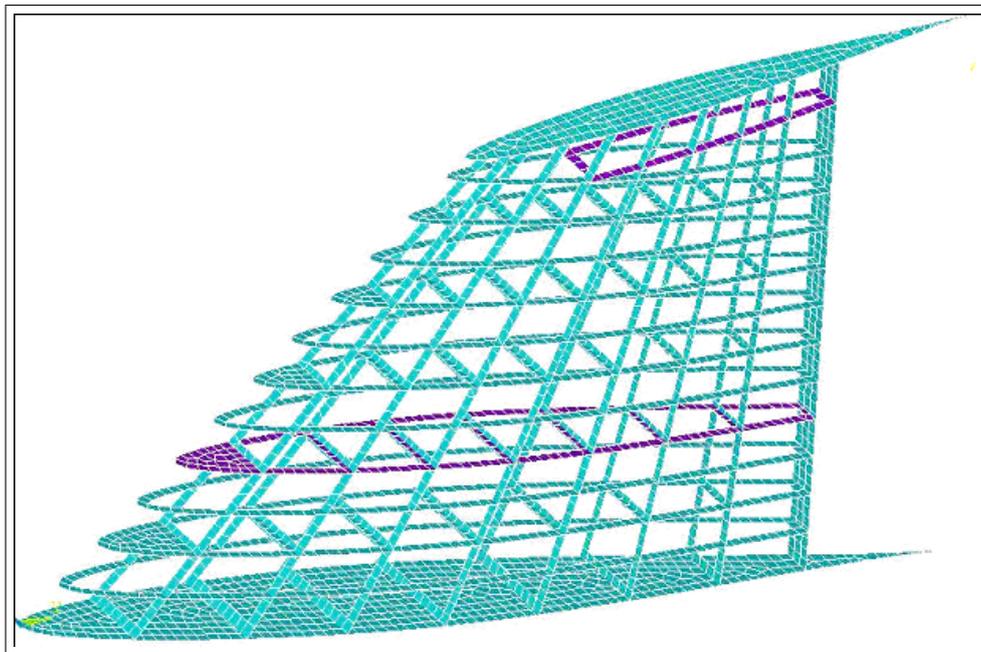


Abbildung 2.26: Aufblasbare Bauweise: FE-Modell (Hülle und Ruder nicht dargestellt)

Somit ist der Fertigungsaufwand sehr viel höher als zuvor angenommen. Daher muss dieses Konzept in diesem Punkt deutlich schlechter bewertet werden.

Die Gesamtmasse für dieses Modell wurde zu 122 kg berechnet (bei ähnlich geringen Verformungen wie bei dem membranbespannten Konzept) und liegt somit ca. 11% höher im Vergleich zur aktuellen Leitwerksbauweise.

Weiterhin muss erwähnt werden, dass zum Zeitpunkt der Simulationsdurchführung nur ein Biegebelastfall (die Lastfälle, die zur Optimierung der Membranstruktur vorlagen standen zu diesem Zeitpunkt noch nicht zu Verfügung) vorlag. Um diese Biegung möglichst gut tragen zu können wurde das Leitwerk mit zweilagigen CFK-Schichten(0/90°-Gewebe) aufgebaut und simuliert. Für den realen Einsatz sollten jedoch noch $\pm 45^\circ$ -Lagen einlaminieren werden, um auch real auftretende Torsionslasten und somit hohe Schubspannungen im Laminat aufnehmen zu können. Vor diesem Hintergrund ist anzunehmen, dass die Gesamtmasse für den realen Anwendungsfall höher ist.

Eine Optimierung wurde für dieses Konzept nicht durchgeführt, da das Optimierungspotential aufgrund der dünnwandigen Bauweise sehr gering ist und nicht alle Lastfälle vorlagen.

2.1.2.3 Zusammenfassung

Die durchgeführten Simulationen haben gezeigt, dass ein bespanntes Leitwerk aufgrund der geringen Masse und der einfachen Herstellungsweise eine sehr gute Alternative zu einem Sandwichschalenleitwerk darstellt. Dies wird durch die Versuchsergebnisse zum Thema Hagelimpact, siehe Kapitel 2.2, noch weiter gestützt.

Ein aufblasbares und anschließend aushärtbares Leitwerk ist aufgrund der hohen Komplexität keine Alternative zur aktuellen Bauweise.

2.1.3 AP 1130: Bau und Test repräsentativer Komponenten

Die Gesmatstrukturen der alternativen Leitwerkskonzepte wurden nicht gebaut, da die Simulationsmodelle bereits durch Experimente auf Werkstoffebene verifiziert werden konnten, bzw. zweiachsige Werkstofftestmethoden entwickelt wurden, die die Genauigkeit der Simulationen zukünftig hinreichend erhöhen.

Repräsentative Komponenten für Impactuntersuchungen werden im folgenden Kapitel betrachtet.

2.2 AP 1200: Schadensverhalten / Impact

2.2.1 AP 1210: Definition der Impactbedingungen

In den Lufttüchtigkeitsforderungen für Militär- und Zivilflugzeuge wird nach [15] gefordert, dass "die Struktur schadenstolerant auszulegen ist, d.h. dass eine Beschädigung einschließlich ihrer möglichen betriebsbedingten Ausbreitung entweder bis zum Ende der Nutzungszeit oder bis zu ihrer Entdeckung bei einer Inspektion ohne Auswirkung auf die Einsatzfähigkeit des Flugzeugs bleiben muss".

Eine Gruppe von Schäden, die die Schadenstoleranz speziell von Faserverbundbauteilen beeinträchtigen, entsteht durch so genannte Impacts, (Ein- oder Aufschlag von Gegenständen). Hierbei unterscheidet man nach der Aufprallgeschwindigkeit. Je nach Masse des Gegenstandes kann eine Aufprallenergie bestimmt werden. Beim so genannten „High Velocity Impacts“ wird mit einem Projektil geschossen, welches aufgrund seiner hohen Geschwindigkeit ein Loch in dem Bauteil hervorruft. Wenn auch [15] zahlreiche Arten von Impacts beschreibt, sind speziell für Luftschiffe nur wenige tatsächlich relevant. Vielmehr sind Impacts relevant, die durch den Aufprall eines Werkzeugs oder eines Steins mit geringer Energie relevant sind. Auch natürliche Ursachen, wie Hagelschlag, sind eher von Interesse. Der Grund liegt darin, dass es nicht zu einem glatten Durchschlag kommt, sondern dass es im Innern des Faserverbundlaminats zu Delaminationen (in Verbindung mit Querrissen) kommt, die die Belastbarkeit der Struktur erheblich verringern können. Dies ist gerade für auf Druck beanspruchte Bereiche wie z.B. die Flügeloberseite relevant, da diese Delaminationen die Beulfestigkeit herabsetzen. Da diese Art der Schäden oft von außen nicht sichtbar sind, muss das Verhalten der Struktur genau untersucht werden.

Die im Rahmen dieses Projektes durchgeführten Untersuchungen beschränken sich daher auf „Low Velocity Impacts“ die von ihrer Energie her so beschaffen sind, dass sie nicht zum Durchschlag der Struktur führen. Als Objekte des Luftschiffes werden gemäß der zu Grunde liegenden Vorhabensbeschreibung die Leitwerke betrachtet.

Die in [15] angegebenen Impactarten, die beispielsweise für Passagierflugzeuge wie den Airbus A310 relevant sind, besitzen sehr hohe Energien, die im Bereich von bis zu 50 Joule liegen. Derartige Energien führen, auch wenn sie zu den „Low Velocity Impacts“ gehören, bei den Leitwerken zu Durchschlägen. Eine generelle Betrachtung in Abhängigkeit der Energie erscheint nicht sinnvoll, da die diesen Energien zu Grunde liegenden Impacts bei einem Luftschiff gar nicht auftreten können.

So entstehen Impacts, wie Steinschlag bei Starts und Landungen, wenn über die Räder Steine mitgenommen werden und nach oben geschleudert werden; Impacts wie Vogelschlag entstehen durch Vögel, die in die Triebwerksöffnungen gelangen oder gegen Rumpfteile prallen, können erhebliche Energien, aufgrund der Eigengeschwindigkeit des Flugzeuges, aufweisen. Beide Arten von Impacts sind für ein Luftschiff aufgrund seiner langsamen Startgeschwindigkeit und Fluggeschwindigkeit von untergeordneter Bedeutung.

Eine Ausnahme bilden dabei die Impacts, wie sie durch Hagelschlag hervorgerufen werden können. Unwetter können Hagelkörner mit großer Durchschlagenergie erzeugen. Von Interesse sind aber hier Energien, die die Struktur treffen, aber nicht durchschlagen. Daher werden die folgenden Untersuchungen sich damit befassen, inwieweit die Leitwerke von Impacts durch Hagelschlag geschädigt werden können und welche Auswirkungen diese Schäden auf die Belastungen des Leitwerks haben.

2.2.1.1 Allgemeines zu Impactschäden

Die Größe und Art der Impactschäden bei „Low Velocity Impacts“ hängen von der Energie ab. Die Beziehung zwischen der Energie und dem Schaden wird durch drei Schwellenwerte charakterisiert.

- Schadensschwelle: Die Impactenergie, ab der überhaupt ein Schaden eintritt.
- Sichtbarkeitsschwelle: Die Impactenergie, ab der ein Schaden durch eine Delle oder Beschädigung sichtbar wird.
- Durchschlagschwelle: Die Impactenergie, ab der die Struktur durchschlagen wird.

Die Schwellenwerte hängen im wesentlichen ab von

- der Aufprallgeschwindigkeit senkrecht zur Oberfläche,
- der Masse des Aufprallkörpers,
- der Form der Kontaktfläche,
- dem Belastungszustand der Probe beim Impact,
- dem Probenaufbau,
- der Unterstruktur am Aufprallort,
- die interlaminare Bruchzähigkeit und
- der Querfestigkeit im Laminat.

Auch wenn sich durch eine Impactschädigung nur eine kleine Delle zeigt, so kann im Innern die Schädigung wesentlich gravierender sein. Im Innern einer Struktur kann es dabei bei Faserverbundbauteilen zu Delaminationen kommen. Bei Sandwichstrukturen, wie sie bei den Leitwerken vorliegen, kann es zur Ablösung der Klebeschicht zwischen der Deckschicht und dem Kern und zu einer plastischen Verformung des Kerns kommen. Derartige von außen nicht sichtbare Schäden verringern die Belastbarkeit der Leitwerksstruktur erheblich bei einer Druckbeanspruchung, weil der geschädigte Bereich eine reduzierte Stabilität besitzt. Das bedeutet, dass der geschädigte Bereich bei kleinerer Drucklast beult als der ungeschädigte. Durch das Beulen weichen die schwächeren Schichten der Belastung aus und die nicht von dem beulenden Bereich des Querschnitts übertragenen Lasten müssen umgeleitet werden.

2.2.1.2 Impactschädigung durch Hagel

Die Frage, inwieweit die Leitwerksstruktur den Impacts durch Hagelschlag stand hält, führt zwangsläufig zu der Frage welche Energie durch Hagel übertragen wird. Bei genauerem Hinsehen erkennt man, dass diese Frage nur sehr schwer zu beantworten ist. Man erkennt, auch dass der Vorgang beim Auftreffen eines Hagelkorns außerordentlich kompliziert ist und nur schwer mathematisch zu beschreiben ist. Es ist daher notwendig, dem Phänomen Hagel etwas näher auf den Grund zu gehen, um daraus das Wesentliche abzuleiten, was für die Impactuntersuchung relevant ist.

Hagelkörner sind nicht spröde und zeichnen sich gegenüber anderen festen Niederschlägen der Atmosphäre, wie Schnee und Graupel, durch ihr breites Größenspektrum und besonders durch

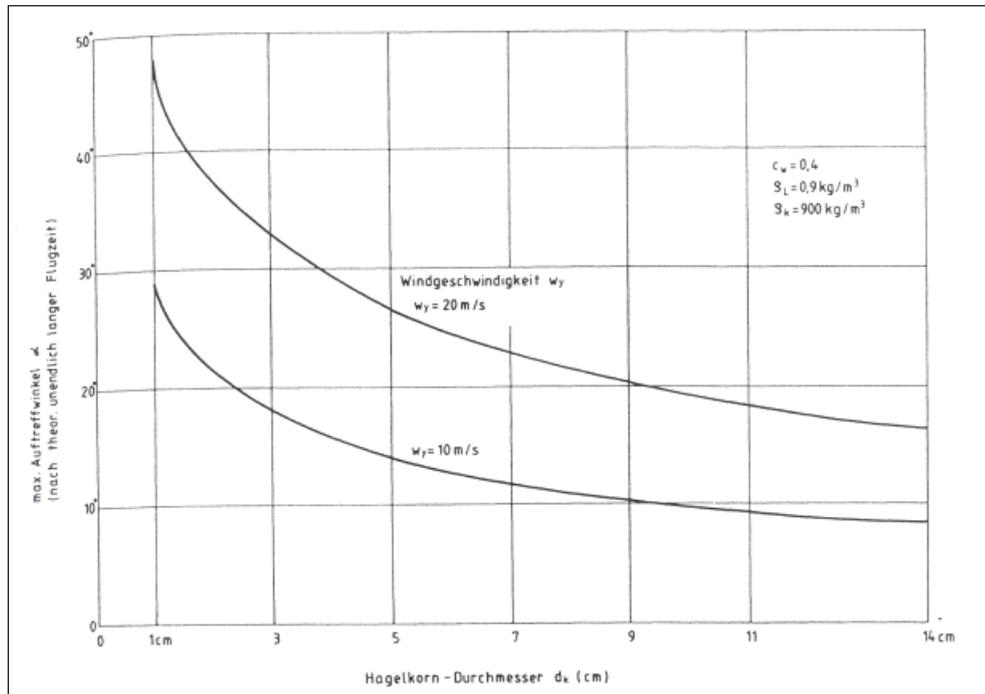
ihren schalenförmigen Aufbau und ihre rundliche Erscheinungsform aus. Hagel im eigentlichen Sinn beginnt bei 5 mm Durchmesser (darunter spricht man Schneehagel und Frost-graupel) und erreicht im Extremfall Durchmesser von bis zu 100-150 mm. In Kanada wurde 1970 ein Hagelkorn dokumentiert, was einen Durchmesser von 140mm, ein Gewicht von 0,77 kg hatte und mit einer Geschwindigkeit von etwa 170 km/h aufschlug.. Auch bei dem großen Unwetter 1984 in München entstanden Hagelkörner mit einem Durchmesser von 95 mm, einem Gewicht von 0,33 kg und einer Auftreffgeschwindigkeit von etwa 150 km/h. Näherungsweise kann man sagen, dass die Aufschlaggeschwindigkeiten verschieden großer Hagelkörner sich zueinander wie die Quadratwurzel ihrer Durchmesser verhalten. Allerdings muss bei dem Hagelschlag immer mit zusätzlichen Gewitterböen gerechnet werden, wodurch die Fallgeschwindigkeit noch erhöht wird.

Extrem großer Hagelkörner treten eher selten auf. Selbst bei schwersten Unwettern bilden sie nur einen kleinen Anteil aller Hagelkörner. Der Grund ist, daß zu ihrem Heranwachsen außerordentlich starke Aufwinde notwendig sind, mit Windgeschwindigkeiten gleich den vorher genannten Fallgeschwindigkeiten, die also für große Körner weit die Orkanstärke übersteigen. Nur bei diesen Aufwindgeschwindigkeiten werden nämlich die Hagelkörner in der Schwebelage gehalten, so dass sie die in der umströmenden Wolkenluft enthaltenen Wassertröpfchen und Kristalle einfangen können. Vor allem in Wolkenschichten, in denen die Temperaturen zwischen 0°C und -10°C schwanken, gibt es meist eine große Zahl unterkühlter Wassertröpfchen, die beim Aufprall auf ein Hagelkorn sofort anfrieren.

[35] erarbeitet ausführlich die Entstehung von Hagel aus meteorologischer Sicht. Er zeigt, warum das Auftreten eines Hagelkorns mit beispielsweise 30 mm Durchmesser etwa 1500 mal kleiner ist, als die eines Hagelkorns mit etwa 10 mm. Neben der Häufigkeit untersucht [35] auch den Aufbau der Hagelkörner und deren Form; letztere ist für das Impactschädigen von großer Bedeutung. Ebenso beschreibt [35] die Dynamik des Hagelkorn unter verschiedenen Parametern, wie Durchmesser, Auf- und Abwind, horizontale und vertikale Komponente der Windgeschwindigkeiten.

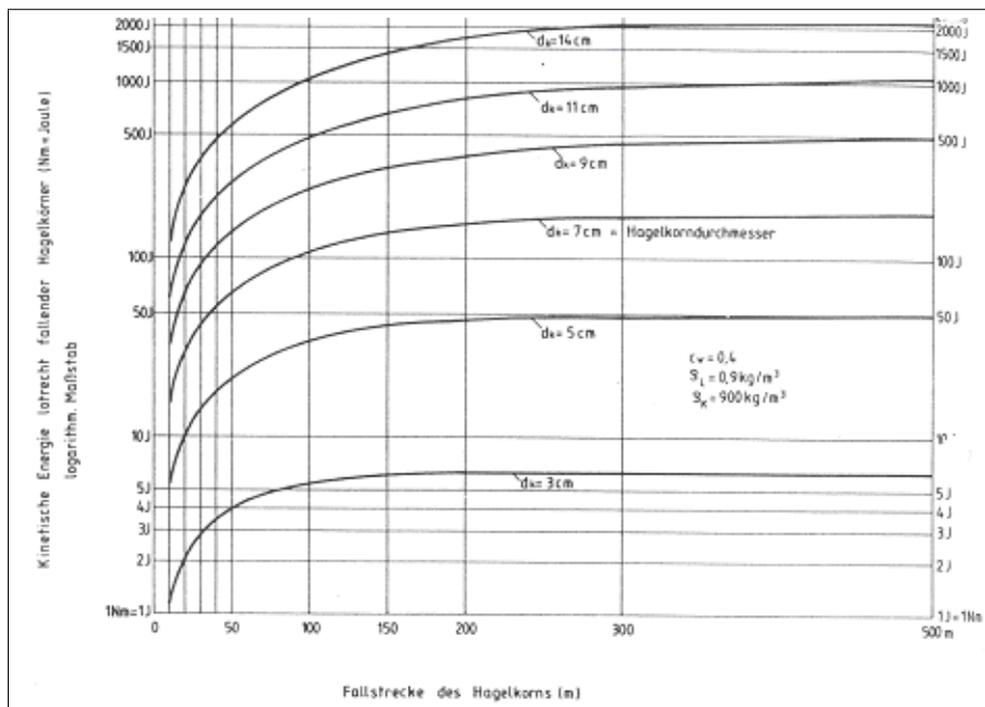
Für die angestrebten Untersuchungen können folgende Sachverhalte nach [35] festgehalten werden:

- Ein senkrecht nach unten fallendes Hagelkorn wird durch die umgebende Luftströmung so beeinträchtigt, dass es unter einem Auftreffwinkel aufschlägt und nur einen Teil der Energie in die Vertikale abgibt. Abbildung 2.27 zeigt den maximalen Auftreffwinkel runder Hagelkörner verschiedenen Durchmessers in Luft konstanter Dichte bei Windgeschwindigkeiten von 10 m/s und 20 m/s in Abhängigkeit von dem Hagelkorndurchmesser.
- In ruhender Luft konstanter Dichte nähert sich die kinetische Energie lotrecht fallender, runder Hagelkörner einem Grenzwert. (Vergleiche Abbildung 2.28)
- Die kinetische Energie lotrecht fallender, runder Hagelkörner vergrößert sich, wenn die Sinkgeschwindigkeit durch Abwinde erhöht wird und verkleinert sich, wenn die Sinkgeschwindigkeit durch Aufwinde verringert wird. Die prozentuale Erhöhung bzw. Erniedrigung der Sinkgeschwindigkeit zeigt Abbildung 2.29. Entsprechend kann die Erhöhung der Energie bestimmt werden.



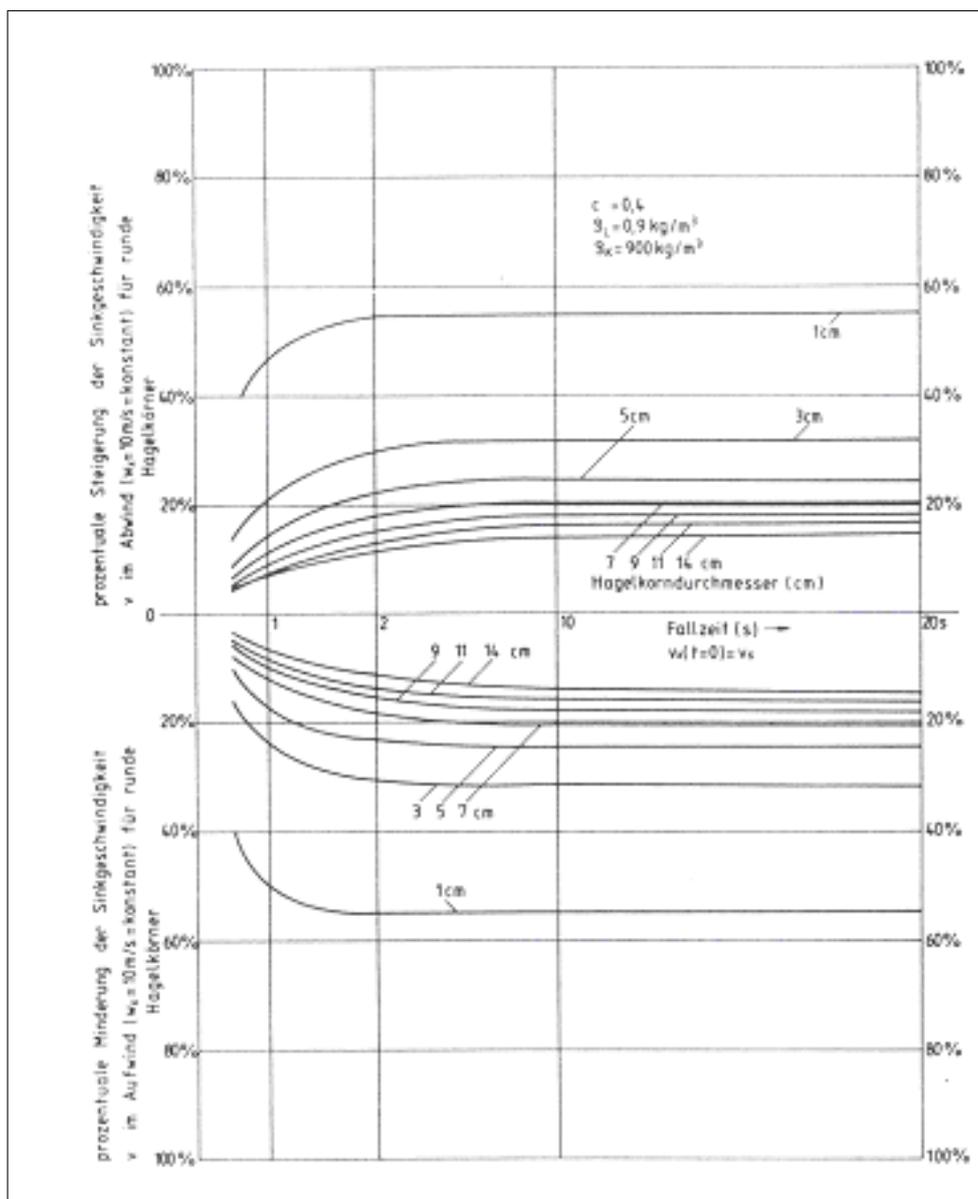
Quelle: [23]

Abbildung 2.27: Maximaler Auftreffwinkel runder Hagelkörner bei verschiedenen Windgeschwindigkeiten



Quelle: [23]

Abbildung 2.28: Kinetische Energie lotrecht fallender Hagelkörner in Abhängigkeit von der Fallstrecke



Quelle: [23]

Abbildung 2.29: Prozentuale Steigerung/Minderung der Sinkgeschwindigkeit runder Hagelkörner in Abhängigkeit von der Zeit

Für den Fall, dass das Hagelkorn (wie bei Windstille oder mäßigen Winden) lotrecht zu Boden fällt, wird die mechanische Energie der Bewegung aus der stationären Sinkgeschwindigkeit (vergleiche Abbildung 2.29) errechnet. Für hinreichend harte Körner wird dann die gesamte Bewegungsenergie an die Auftrefffläche abgegeben, solange das Hagelkorn im Moment des Aufpralls unzerstört bleibt. Zerplatzt es jedoch, so hängt der Anteil, welcher Zerstörung bzw. Deformation der Auftrefffläche herangezogen werden muss, wesentlich von den elastischen Eigenschaften (Werkstoff, Lagerung, Dimension usw.) der Auftrefffläche, sowie dessen Härte. Trifft dabei das Hagelkorn auf eine sehr unelastische, große (schwere) Masse, so wird es zerplatzen und die gesamte Bewegungsenergie wird zur Deformation des Kornes wie zur Aufrechterhaltung der Bewegung der fortspritzenden Reststücke herangezogen. Für den Fall des Durchschlagens der Trefffläche wird eine Restenergie die weitere Bewegung des Hagelkorns

oder seiner Bruchstücke bestimmen. Für alle jene Fälle, in denen das Hagelkorn nicht zerplatzt und es gleichzeitig die Trefffläche nicht durchschlägt, kann gesagt werden, dass die Gesamtbewegungsenergie des Kornes zur Deformation der Trefffläche verbraucht werden wird.

Wie bereits erwähnt, verändert umgebender Wind die Bewegung des Hagelkorn in Richtung und Betrag. Dennoch darf nicht unberücksichtigt bleiben, dass schon nach kurzer Zeit, trotz Windeinfluss, nahezu die maximale möglich kinetische Energie erreicht wird. Lediglich der Auftreffwinkel (vergleiche Abbildung 2.27) ist verschieden, so dass auch nur die vertikale Komponente den Beitrag zur Zerstörungsenergie.

Die Gefährdung durch Hagelschlag hängt erheblich von dem Einsatzspektrum und der Fluggeschwindigkeit, sowie des Flugwinkels ab. Zu unterscheiden sind grob Hagelschlag am Boden und in der Luft. Einerseits erhöht sich beim Hagelschlag im Flug die Auftreffgeschwindigkeit des Hagelkornes durch die Eigengeschwindigkeit des Luftschiffs, andererseits sind andere Bereiche des Luftschiffs betroffen. Während am Boden hauptsächlich die Oberseiten zum Beispiel von der Hülle und den Leitwerken betroffen sind, verlagern sich im Flug diese Zonen auf die Vorderseiten dieser Bauteile.

Abbildung 2.30 zeigt die Anzahl von Hagelstürmen und die Dichte der Hagelkorndurchschläge, zwar für Flugzeuge im IFR-Betrieb, jedoch nicht weniger repräsentativ für Luftschiffe. Deutlich zu sehen, ist dass Gewitter mit Hagelkorndurchmesser größer 25 mm sowohl in Bodennähe als auch in der Luft deutlich seltener auftreten. Die meisten Hagelgewitter treten mit Hagelkorndurchmessern von etwa 12 bis 14 mm auf, wobei hier deutliche Unterschiede in der Gewitterhäufigkeit zwischen Bodennähe und Flugbetrieb zu sehen sind. Überträgt man diese Erkenntnis auf die dabei vorkommenden Impactenergien, so sieht man mit Hilfe von Abbildung 2.31, dass die relevanten Impactenergien bis etwa 2 J in Bodennähe anwachsen und auf etwa 2.5 J im Flugbetrieb in einer Höhe von etwa 10000 ft (entspricht rund 3000m).

Angesichts der niedrigen Wahrscheinlichkeit von Hagelschlag mit Hagelkorndurchmessern von über 25 mm (0.5 pro Mio. Flugstunden) und der hierbei auftretenden niedrigen Impactenergie leitet man vorschnell ab, dass bei Luftschiffen mit niedrigen Fluggeschwindigkeiten Hagelschlag für eine schadenstolerante Auslegung nicht relevant ist. Allerdings können Hagelkornimpacts flächig bzw. flächendeckend auftreten. In diesem Fall können mehrere Impacts nahe beieinander auftreten und zu einem größeren Schaden zusammenwachsen.

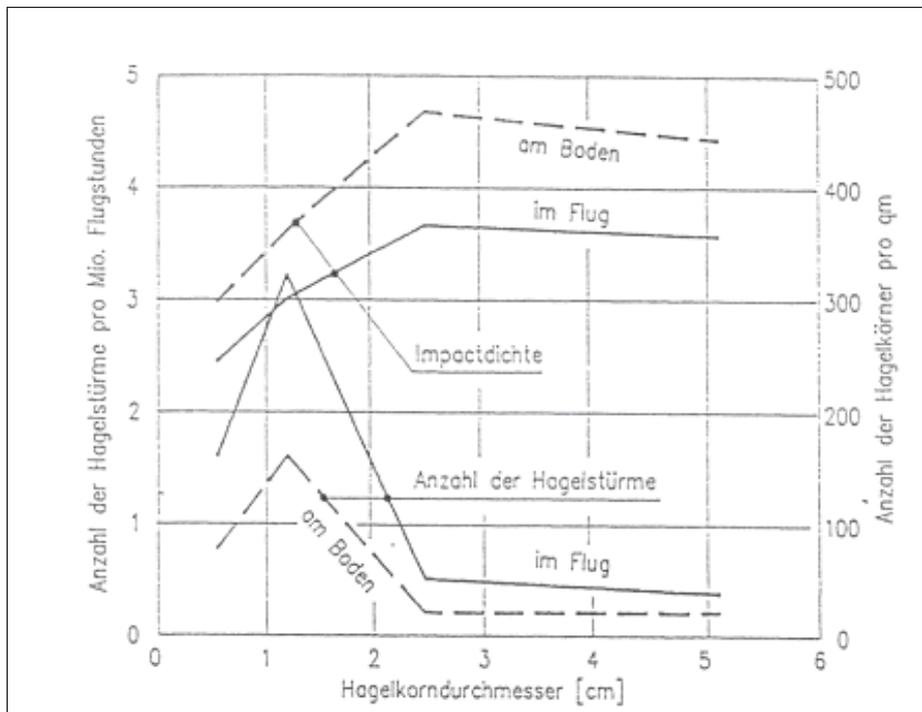
Bei der Beurteilung von Hagelgewittern bedient man sich daher einer weiteren Kenngröße. Man spricht von der spezifischen Aufschlagenergie $E_{\text{spezifisch}}$; als oder Energie je Quadratmeter Fläche (oft auch Aufpralldichte bezeichnet). Abbildung 2.30 zeigt zusätzlich die Aufpralldichte in Abhängigkeit von dem Hagelkorndurchmesser. Interpretiert man bei einem Hagelkorndurchmesser von 2.5 mm im Flug eine Kornanzahl von etwa $n_{\text{Aufprall, Flugbetrieb}} = 350$ und am Boden von $n_{\text{Aufprall, Boden}} = 450$, so ergibt sich aus dem Produkt folgende Abschätzung:

$$\begin{aligned}
 E_{\text{spezifisch,Boden}} &= E_{\text{Boden}} \cdot n_{\text{Aufprall,Boden}} \\
 &= 2J \cdot 450 \frac{1}{\text{m}^2} \\
 &= 900 \frac{J}{\text{m}^2} \\
 &= 0.900 \cdot 10^{-3} \frac{J}{\text{mm}^2}
 \end{aligned} \tag{2.29}$$

$$\begin{aligned}
 E_{\text{spezifisch,Flugbetrieb}} &= E_{\text{Flugbetrieb}} \cdot n_{\text{Aufprall,Flugbetrieb}} \\
 &= 2,5J \cdot 350 \frac{1}{\text{m}^2} \\
 &= 875 \frac{J}{\text{m}^2} \\
 &= 0.875 \cdot 10^{-3} \frac{J}{\text{mm}^2}
 \end{aligned} \tag{2.30}$$

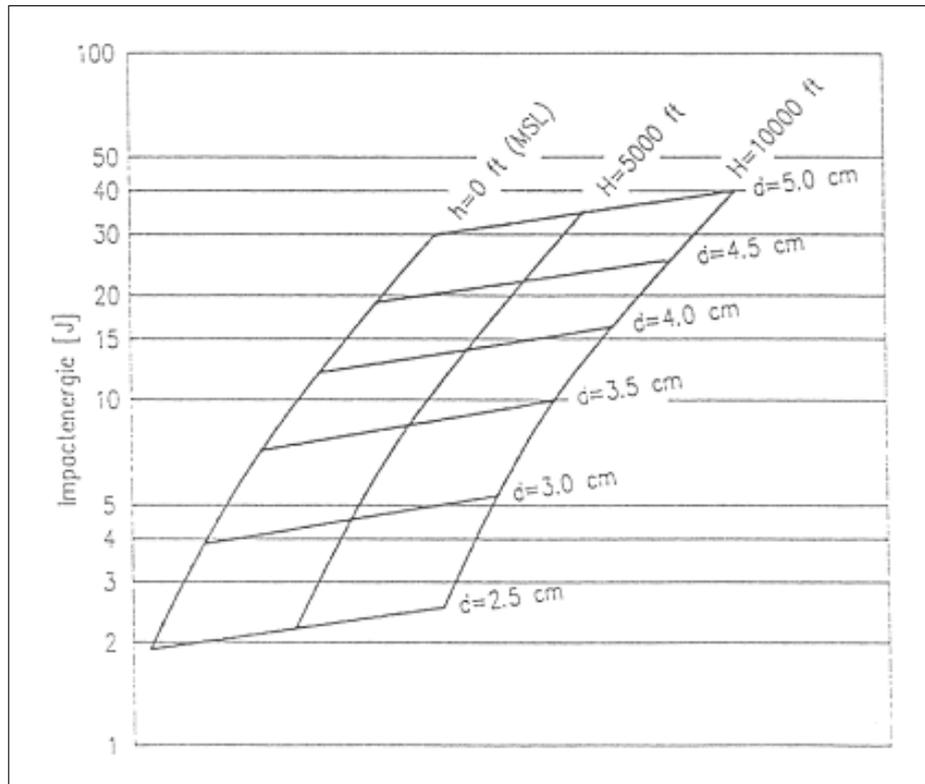
Aus Vereinfachungsgründen werden die spezifischen Energien in Bodennähe und im Flugbetrieb als nahezu gleich groß angesehen. Sie werden für die weiteren Untersuchungen wie folgt gerundet und in $\frac{J}{\text{mm}^2}$ angegeben:

$$\begin{aligned}
 E_{\text{spezifisch,Boden}} &\cong E_{\text{spezifisch,Flugbetrieb}} \\
 &\cong 10^{-3} \frac{J}{\text{mm}^2}
 \end{aligned} \tag{2.31}$$



Quellen: [22], [15]

Abbildung 2.30: Anzahl der Hagelstürme und Aufpralldichte bei IFR-Betrieb



Quelle: [22]

Abbildung 2.31: Impactenergien von frei fallenden Hagelkörnern in Abhängigkeit von Größe und Flugplatzhöhe

2.2.1.3 Sandwichproben/aktuelle Leitwerksbauweise

2.2.1.3.1 Simulation von Impactschädigung durch Hagel im Labor

Die Simulation von Hagelschlag zur Beurteilung von Schäden an Strukturen gestaltet sich äußerst schwierig, da die Übertragbarkeit auf die reale Wettersituation nur mit Einschränkungen möglich ist. Selbst wenn es im Labor möglich wäre, Hagelschlag exakt nachzuahmen, so bleibt immer offen, wie sich die Situation bei einer Bewegung in dem realen Unwetter darstellt. Man kann eben nur mit einer bestimmten Wahrscheinlichkeit die Größe und Energie der Hagelkörner, sowie deren Bewegung voraussagen; exakte Angaben sind nicht möglich. Vor diesem Hintergrund werden verschiedene Annahmen getroffen, die eine Idealisierung des Impactvorgangs an der Struktur im Labor darstellen. Diese Idealisierung ist allerdings ungünstiger als es in der Natur vorkommen würde.

- Die Simulation erfolgt mit Hilfe von Stahlkugeln, die aus einer definierten Höhe ohne Anfangsgeschwindigkeit und senkrecht aufgrund der Schwerkraft auf den Probenkörper fallen.
- Die Stahlkugeln zerplatzen nicht, so dass die gesamte Energie zur Schädigung der Probe aufgebracht wird.
- Die Energie wird durch unterschiedliche große Stahlkugeln bei konstanter Fallhöhe variiert, was den unterschiedlichen Hagelkorndurchmesser nahe kommt.

- Es werden Impacts zum einen auf die gleiche Stelle wiederholt, zum anderen auf eine definierte Fläche mit einer zufälligen Impactverteilung betrachtet.
- Es werden nur Schäden betrachtet, die unter die Schadens- und Sichtbarkeitsschwelle (vergleiche Kapitel 2.2.1.1). Impactenergien, die zu einem offensichtlichen Bruchschaden führen, werden nicht weiter untersucht und dienen zur Abgrenzung.
- Mit Hilfe einer Stickstoff gekühlten Temperaturbox wird die Probe auch bei tieferen Temperaturen impactgeschädigt.

Am LLB werden die Versuche an einer speziellen Anlage (siehe Abbildung 2.33) durchgeführt. An dieser Anlage können Fallenergien von bis zu 4,5 J erreicht werden. Die Impacts können dabei wahlweise mit einer Genauigkeit von 1 mm immer auf einer Stelle erfolgen oder verteilt auf eine Fläche von etwa 40mm x 40mm. Die Verteilung erfolgt dabei zufällig. Das gesamte mögliche Energiespektrum kann dem Diagramm in Abbildung 2.32 entnommen werden.

Dadurch kann zum einen der Einfluß der Fallenergie lokal oder umgerechnet die flächenbezogene Fallenergie als Beurteilungsgröße betrachtet werden.

Nach den Impactversuchen werden der geschädigten Proben einer Druckfestigkeitsuntersuchung unterzogen. Näheres hierzu findet sich in dem folgenden Kapitel 2.2.1.3.2.

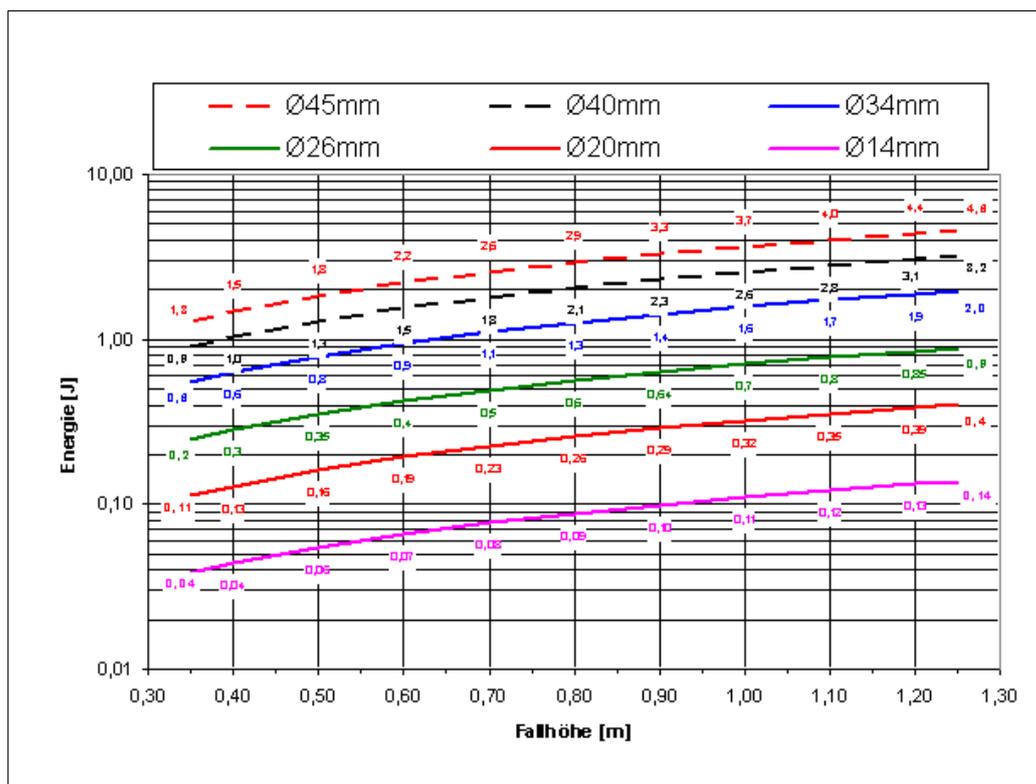


Abbildung 2.32: Energiespektrum der Anlage zur Simulation von Hagelschlag im Labor am LLB

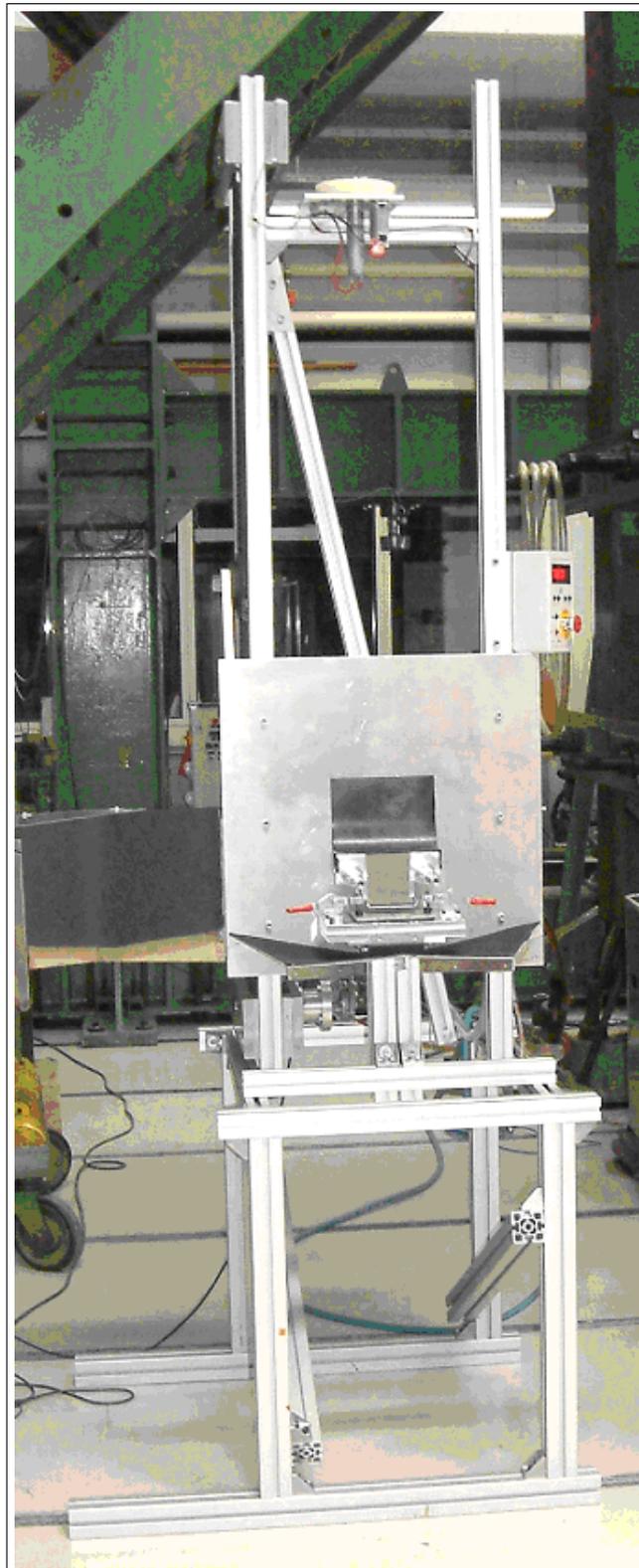


Abbildung 2.33: Anlage zur Simulation von Hagelschlag im Labor am LLB

2.2.1.3.2 Druckfestigkeitsuntersuchung nach der Hagelschlagsimulation

Die Druckfestigkeitsuntersuchung ermittelt die bleibende Festigkeit einer Struktur nach der Impact-Schädigung. In der Praxis haben sich hierbei die Vorgehensweise nach LTH FL53900-04 bewährt, die auch auf Boeing Spezifikation BSS7260, die DIN-Norm prEN 6038 Verweisen. In Anlehnung an diese Richtlinien werden für die vorliegenden Untersuchungen Proben-geometrien von 100x150mm verwendet. Die verwendete Vorrichtung zur Einspannung besitzt seitliche Führungen (Knickstützen), die zwar die Probe auf der gesamten Länge zwischen den Druckkrafteinleitungsstellen unterstützt, aber die Weiterentwicklung des Impact-Schadens nicht behindert. Es werden Kraft-Weg-Diagramme ermittelt, ggf. aber auch mit Hilfe von DMS Kraft-Dehnungs-Diagramme bestimmt. Der gesamte Versuchsaufbau zur Ermittlung der Druckfestigkeit im Rahmen der sogenannten Compression-After-Impact-Strength (CAI-) Versuchen ist in den folgenden Abbildungen zu sehen.

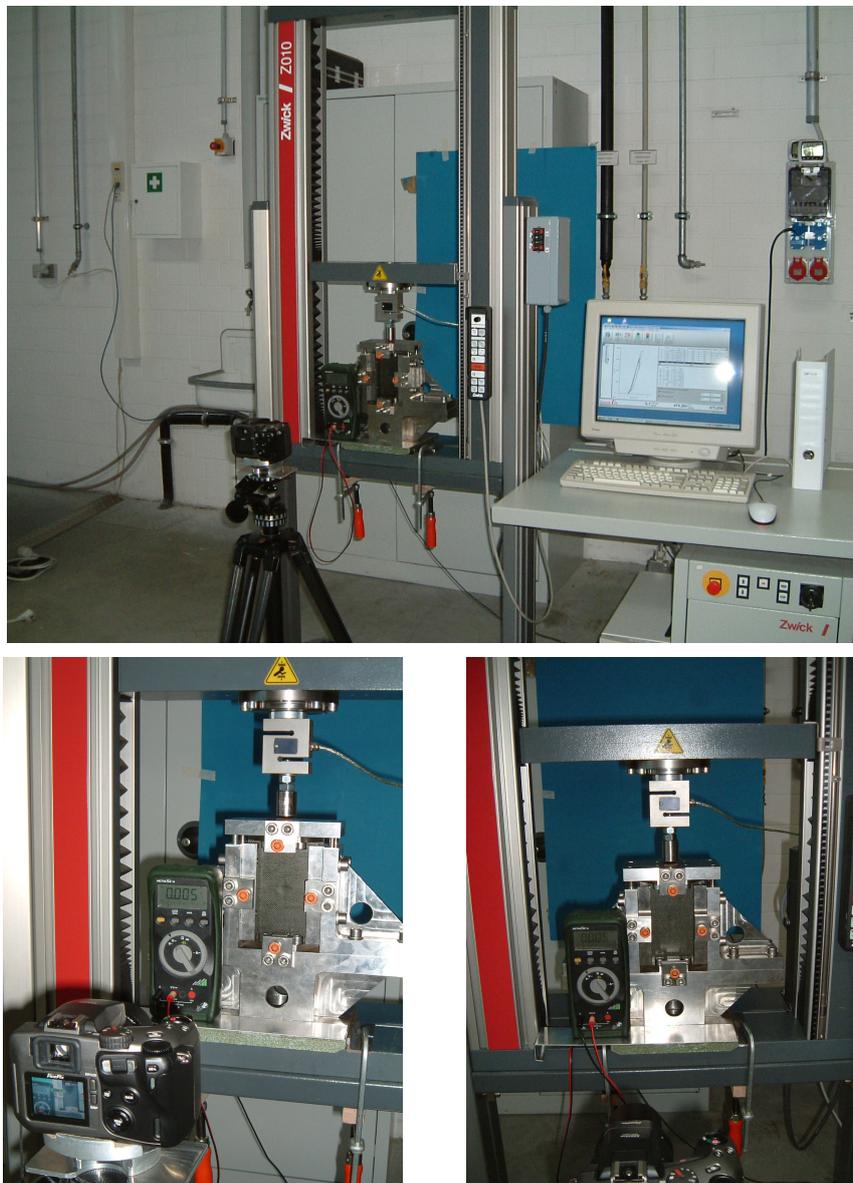


Abbildung 2.34: Druckfestigkeitsuntersuchungen (CAI) nach der Hagelschlagsimulation

Das Versagen der Probe geht entweder auf Beulen oder aufgrund von Druckspannung zurück. Aufgrund vorher eingebrachter Impact-Schädigungen kann man davon ausgehen, dass es zu einem Beulversagen weit vor einem Druckversagen kommt. Das folgende Diagramm zeigt die theoretischen kritischen Beul- und Drucklasten der Sandwich-Proben für verschiedene Deckschichtdicken.

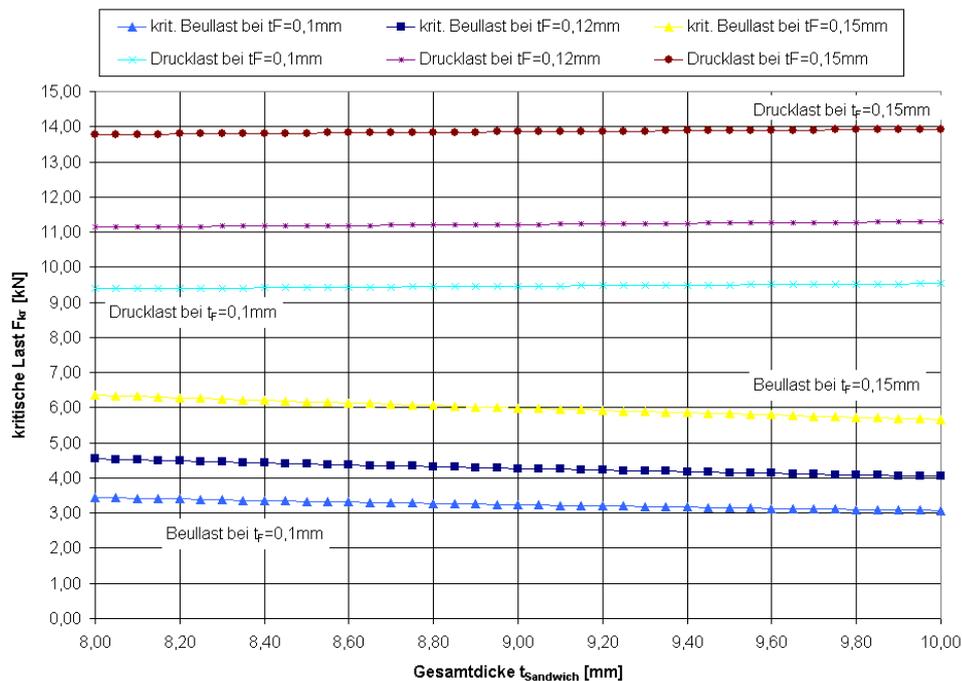


Abbildung 2.35: Kritische Beul- und Drucklast im Zeppelin NT Leitwerks-Sandwich

Man erkennt, dass die Belastung für das Beulen deutlich unter der Druckversagenslast liegt. Der Einfluss der Deckschichtdicke ist besonders für das Beulversagen in der Deckschicht relevant. Die experimentelle Überprüfung der Beullasten gestaltet sich als sehr aufwändig, vor allem dann wenn die Probe ungeschädigt ist. Der eigentliche Vorgang des Versagens ist sehr schnell und muss mit Hilfe einer synchronisierten Videokamera ermittelt werden. Zudem kommt noch hinzu, dass die Proben sehr oft zu lokalen Versagen in der Einspannung neigen, bevor sie in der Probenmitte beulen. Zahlreiche Versuche mit Proben, die eine Deckschichtdicke von etwa 0.12mm (bzw. Probendicke von 9.4mm) und eine Probenbreite von 100mm besaßen, haben eine Beullast von 4390 N ermitteln lassen, was dem theoretischen Wert so mit etwa 4200N sehr nahe kommt. Die Beulspannung ermittelt sich damit zu rund $4.67 \frac{N}{mm^2}$. Das folgende Bild zeigt einen vergrößerten Ausschnitt der eingespannten Probe, direkt nach dem Eintreten des Beulversagens.

2.2.1.4 Membranproben/alternative Leitwerksbauweise

2.2.1.4.1 Simulation von Impactschädigung durch Hagel im Labor

Die Simulation der Impactschädigung der Membranproben im Labor erfolgt auf gleiche Weise wie die Impactschädigung der Sandwichproben (siehe Kapitel 2.2.1.3), jedoch wurde für die Membranproben ein anderer Probenaufnehmer konstruiert (quadratische Klemmung), um die reale Membrananbindung (Klebung) an eine Flügel-/ Leitwerkstruktur nachzubilden:

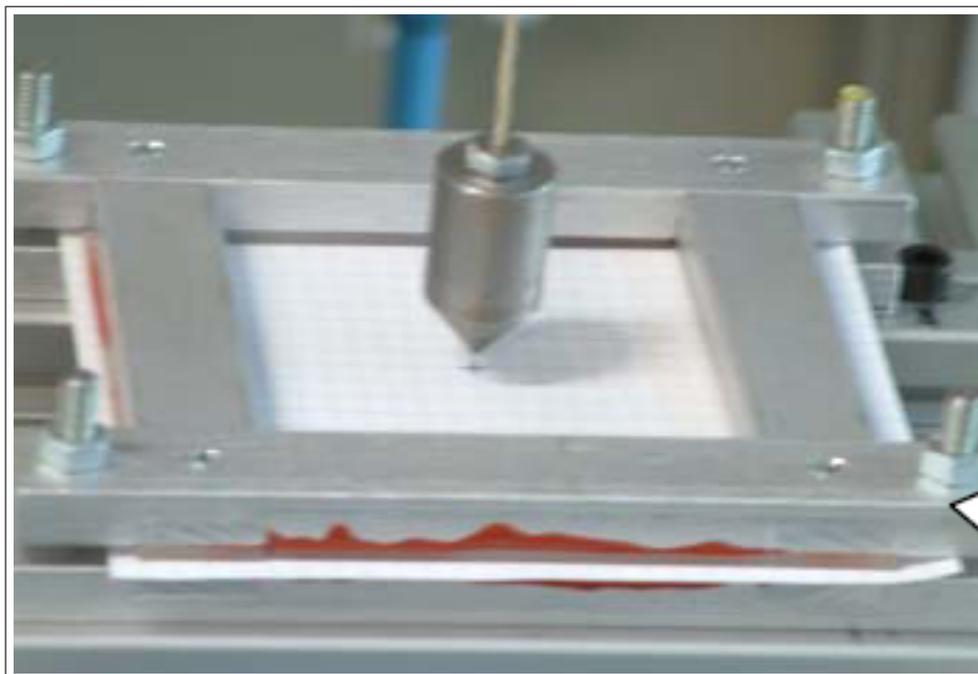


Abbildung 2.36: Klemmung zur Simulation von Hagelschlag auf Membranproben im Labor am LLB

2.2.1.4.2 Zugversuche nach der Hagelschlagsimulation

Im Gegensatz zu den Sandwichproben, können nach den Impactschädigungen keine CAI-Versuche durchgeführt werden. Um auch für die Membranproben die Restfestigkeit nach einer Impactbelastung bestimmen zu können, wurden Analog zu Kapitel 2.1.2.1.3 Zugversuche an den geschädigten Proben durchgeführt (Definition in Anlehnung an die zuvor beschriebenen CAI-Tests: „Tensile after Impact - TAI“).

2.2.2 AP 1220: Probenherstellung und experimentelle Untersuchungen zum Impactverhalten

2.2.2.1 Sandwichproben

Für die Untersuchung des Impact-Verhaltens wurden Sandwich-Proben aus der aktuellen Leitwerk-Struktur des Zeppelins NT LZ07 verwendet. Fertigungsbedingt schwanken die Kerndicken von

8.5mm bis 9.5mm Dicke, so dass im Folgenden die Spannungen betrachtet wurden. Die Probengeometrien wurden bereits in den vorhergehenden Kapiteln angegeben. Die verschiedenen Parameter für die Untersuchungen sind:

- Impact-Energie:
Die Impact-Energie ist die wichtigste Größe für die Beurteilung des Impact-Verhaltens. Sie wird sehr detailliert im Rahmen der Versuchsreihe betrachtet.
- Impact-Anzahl:
Die Impact-Anzahl steht im Zusammenhang mit der in die Struktur eingeleiteten Impact-Energie und ist ebenso von Bedeutung.
- Lokale/flächig verteilte Schädigung (nur bei mehrfacher Impact-Anzahl):
Je nachdem wo die Impacts eingebracht werden, entsteht eine unterschiedliche Beeinflussung für die Struktur. Dieser Einfluss wird jedoch nur für markante Impact-Energien betrachtet.
- Temperatur:
Es stellt sich die Frage, inwieweit das Versagensverhalten durch die Temperatur beeinflusst wird. Diese Antwort wird auch für markante Impact-Energien bei Raumtemperatur und bei einer Umgebungstemperatur von -30°C ermittelt.

2.2.2.1.1 Ungeschädigte Proben als Referenz

Wie in Kapitel 2.2.1.3.2 erwähnt, ergaben die Versuche für die ungeschädigten Sandwich-Proben eine Beulspannung von etwa $4.67 \frac{\text{N}}{\text{mm}^2}$. Diese Beulspannung stellt die Referenzgröße für alle CAI-Versuche dar.

2.2.2.1.2 Lokal impactgeschädigte Proben

In dieser Versuchsreihe wurde der Einfluss einer einfachen Impact-Schädigung bei Variation der Impact-Energie betrachtet.

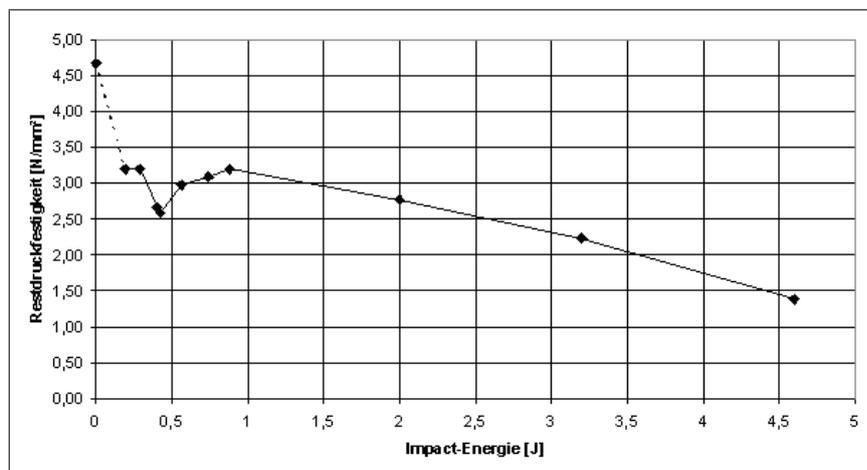


Abbildung 2.37: Restdruckfestigkeit von einfach geschädigten Proben in Abhängigkeit der eingebrachten Impactenergie

Neben dem Abfall der Restdruckfestigkeit aufgrund der Impact-Energie erkennt man deutlich einen Einbruch schon bei sehr geringen Energien. Eine detaillierte Abstufung der Energie zeigte bei einer Energie von 0.4J ein lokales Minimum in der Restdruckfestigkeit. Aus den Ultraschalluntersuchungen der Proben konnte dieser Abfall mit Hilfe eines nicht vorhandenen Faltkreuzes bei 0.4J erklärt werden. Dieses Faltkreuz bildet sich in dem Intervall von 0.4 bis 1.0J aus und verstärkt den geschädigten Bereich. Ab etwa 1.0J ist aber die Schadensfläche so groß, dass die verstärkende Wirkung untergeht und es zu dem erneuten Abfall der Restdruckfestigkeit kommt.

Von entscheidender Bedeutung ist die Erkenntnis, dass die geringe Schädigung bei einer Energie 0.4J nahezu nicht sichtbar ist und dennoch eine Reduzierung um mehr als 50% hervorruft; Schäden mit größeren Energien weisen zwar noch höhere Reduzierungen auf, sind aber auch visuell feststellbar.

Nimmt man als weiteren Parameter die Anzahl der Impact-Schädigungen mit hinzu (wobei immer auf dieselbe Stelle der Impact erfolgt), so erhält man die Resultate des folgenden Diagramms.

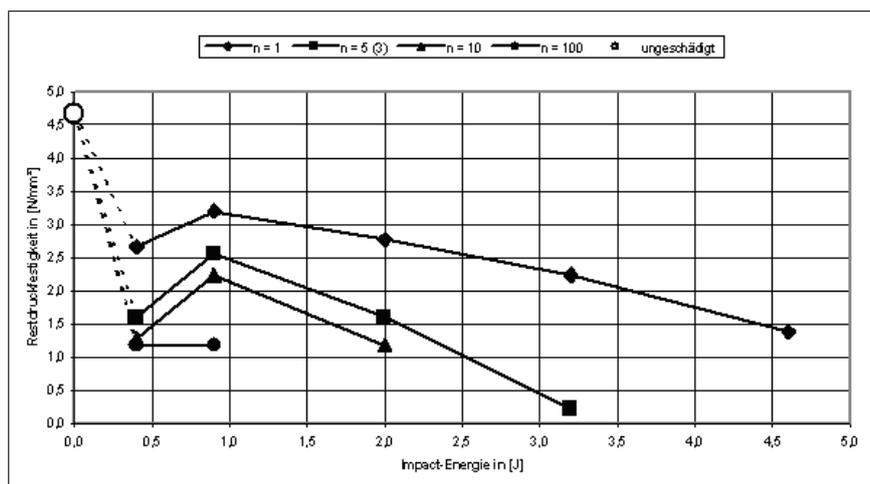


Abbildung 2.38: Restdruckfestigkeit von ein- und mehrfach geschädigten Proben in Abhängigkeit der eingebrachten Impactenergie

Auch hier ist der Einbruch der Restdruckfestigkeit bei etwa 0.4J zu erkennen. Auf eine detaillierte Betrachtung wurde des Aufwandes wegen verzichtet. Man erkennt, dass mit zunehmender Anzahl der Impact-Schädigungen bzw. - Impact-Energie auch die Restdruckfestigkeit abnimmt. Mehr als 100 Impacts können nur bis 0.9J erfolgen, da danach deutliche Zerstörungen der Proben auftraten. Die Reduzierung der Restdruckfestigkeit nimmt dabei Größenordnungen bis zu 75% an.

2.2.2.1.3 Flächenhaft impactgeschädigte Proben

In dieser Versuchsreihe werden die Impacts nicht nur auf die gleiche Stelle durchgeführt, sondern zufällig verteilt um einen Schadensposition. Diese Möglichkeit kann an der Anlage zur Impact-Schädigung eingestellt werden. Der Bereich der Schädigung umfasst dabei Flächen von

etwa 60 mm x 60 mm. Da sich bei Energien ab 2 J bereits nach einigen Impacts deutliche Probenbrüche einstellen und da sich gezeigt hat, dass der Bereich zwischen 0,4 J und 1,0 J besonderes Festigkeitsverhalten aufzeigt, wurde die Untersuchung auf genau diesen Bereich beschränkt. Dies reduzierte den Versuchsaufwand deutlich. Das folgende Diagramm zeigt die Ergebnisse in kompakter Form.

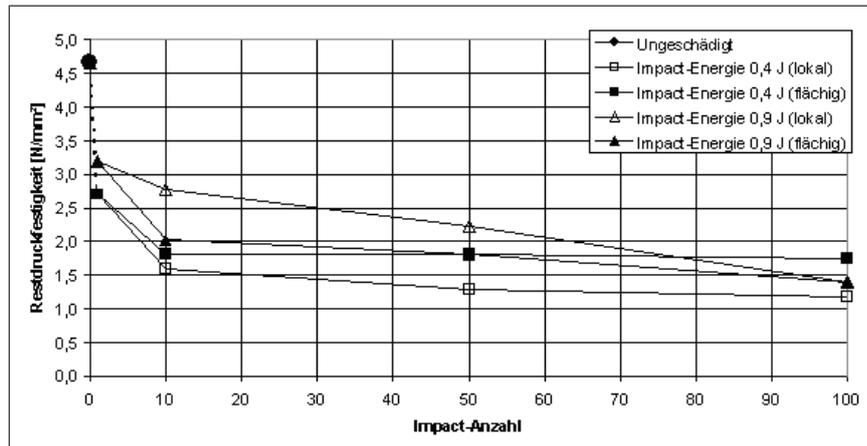


Abbildung 2.39: Vergleich der Restdruckfestigkeit nach lokaler und flächig verteilter Impact-Schädigung

Eine einfache Impact-Schädigung mit 0,4 und 0,9 J reduziert wie bereits in den Kapiteln vorher erwähnt die Restdruckfestigkeit, wobei sich die Schädigung mit 0,4 J als gravierender darstellt. Die flächige Impact-Schädigung mit 0,9 J führt bei zunehmender Anzahl der Impacts zu einer größeren Reduzierung der Restdruckfestigkeit; bei Impact-Anzahlen von 100 ergeben sich aber keine Unterschiede mehr zu der lokalen Schädigung. Anders verhält sich die Situation bei Impacts mit einer Energie von 0,4 J. Hier zeigt sich bei flächig verteilter Impact-Schädigung eine noch größere Reduzierung der Druckfestigkeit, die aber mit größeren Impact-Anzahlen nicht geringer wird. Es zeigt sich ein deutlicher Unterschied zwischen flächiger und lokaler Schädigung.

2.2.2.1.4 Impactschädigung bei tiefen Temperaturen

Ein weiterer Parameter im Rahmen der Festigkeitsuntersuchung aufgrund von Impacts ist die Temperatur. Es wird ein Energieintervall bis zu 2,0 J betrachtet und die Schädigung erfolgt lokal mit einer Anzahl von 1 und 5. Die besonders kritische Energie von 0,4 J zeigt sich von der Prüftemperatur nur unwesentlich beeinflusst. Dies hängt damit zusammen, dass das Impact-Verhalten maßgeblich durch die Deckschicht bestimmt wird, die sich in diesem Temperaturbereich aber unbeeinflusst zeigt; wenn sich auch das Verhalten des Schaums ein wenig ändert. Bei einer Energie von 0,9 J dagegen kommt es zu einer weiteren Reduzierung der Druckfestigkeit. Höhere Impact-Zahlen weisen diese Reduzierung nicht auf und zeigen sich demnach unbeeinflusst von der Prüftemperatur.

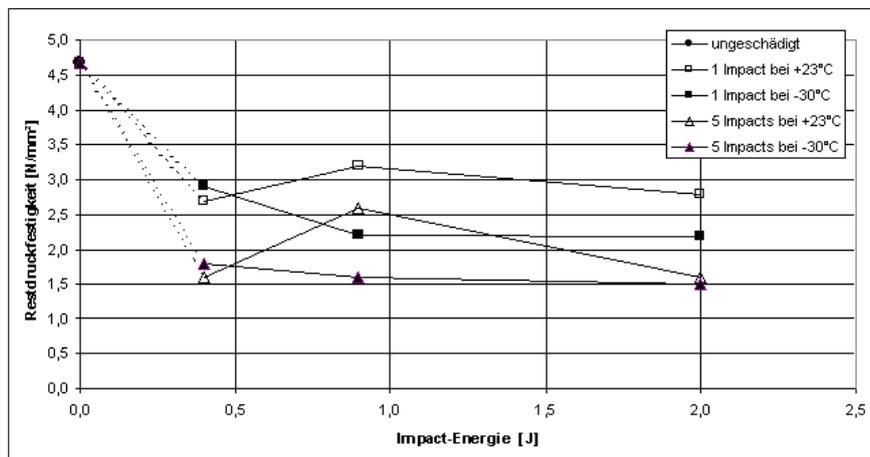


Abbildung 2.40: Vergleich der Restdruckfestigkeit bei +23°C und -30°C Prüftemperatur

Der Einfluss der Prüftemperatur bei höheren Temperaturen ist auch in den Bruchbildern zu erkennen (Siehe folgendes Bild).

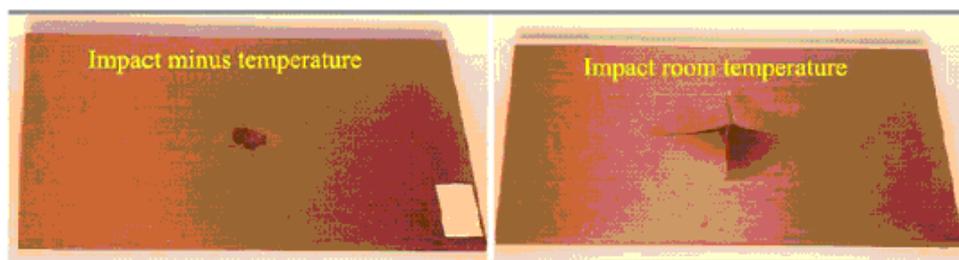


Abbildung 2.41: Vergleich der Bruchbilder bei +23°C und -30°C Prüftemperatur

Während bei Raumtemperatur das typische Falzkreuz zu erkennen ist, kommt es bei tieferen Temperaturen und großen Energien zu glatten Durchschlägen auf der Probe.

2.2.2.1.5 Restdruckfestigkeiten von impactgeschädigten und anschließend reparierten Proben

Aufgrund der teils deutlichen Verringerung der Druckfestigkeiten hervorgerufen durch Impactschäden, besteht die Notwendigkeit geeignete Reparaturverfahren zu untersuchen und für diese die Restdruckfestigkeit zu ermitteln. Das für diese Untersuchungen zu Grunde liegende Verfahren wurde aus [12],[13],[17],[20], abgeleitet.

Die nun erstellte Probenserie, wurde zunächst mit 2.5J impactgeschädigt. Anschließend wurde die Schadstelle kreisförmig ausgefräst, die Frässtelle mit Harz aufgefüllt und angetrocknet und anschließend ein kreisförmiger Flicker aus CFK 0/90° Gewebe auflaminiert (20mm Überlappung). Die Reparaturstelle wurde bei Raumtemperatur ausgehärtet, wobei der Reparaturflicker mittels Vakuumtechnik angepresst wurde.



Abbildung 2.42: Ausgefräster Impactschaden an einer Sandwichprobe



Abbildung 2.43: Reparierte Sandwichprobe

Die so reparierten Sandwichproben wiesen im Mittel eine Restdruckfestigkeit von $3.78 \frac{N}{mm^2}$ bei einer durchschnittlichen Massenzunahme von 25,1% auf.

Bei diesem Ergebnis ist zu beachten, dass eine sehr hohe Streuung der Restdruckfestigkeiten auftrat ($0.98 \frac{N}{mm^2}$), was die Qualität der Probenreparatur widerspiegelt, da es bedingt durch die Probengröße, 100x150mm, sehr schwierig war die Proben zu reparieren:

- Der Sandwichschaum seitlich teilweise durch Harz versteift
- Es traten trockene Reparaturstellen auf
- Die Fasern der Flicker wurden verzogen
- Es entstanden Mulden und somit Sollbeulstellen

2.2.2.2 Membranproben

2.2.2.2.1 Restdruckfestigkeiten von impactgeschädigten Membranproben

Geprüft wurden nur die Polyestergewebe der Marke Ceconite, da die zuvor mit betrachteten Bauwollgewebe aufgrund ihrer schlechten mechanischen Eigenschaften und der schlechten Verarbeitbarkeit bereits ausgeschlossen wurden. Die geprüften Typen waren Ceconite 101, Ceconite 102 und Ceconite NC.

Die Proben für die Impactschädigung wurden quadratisch angefertigt, um eine realistische Lastaufteilung auf Kett- und Schußrichtung zu simulieren. Die Probengeometrie beträgt 160x160mm. Durch eine Impactschädigung mit 4,6 J wiesen die Ceconite 101 Proben eine kaum sichtbare Delle auf, die Ceconite 102 Proben wiesen eine mit einem Messschieber gerade ausmessbare Delle auf und die Ceconite NC Proben wiesen eine sehr tiefe Delle mit Wellen an den Rändern auf:

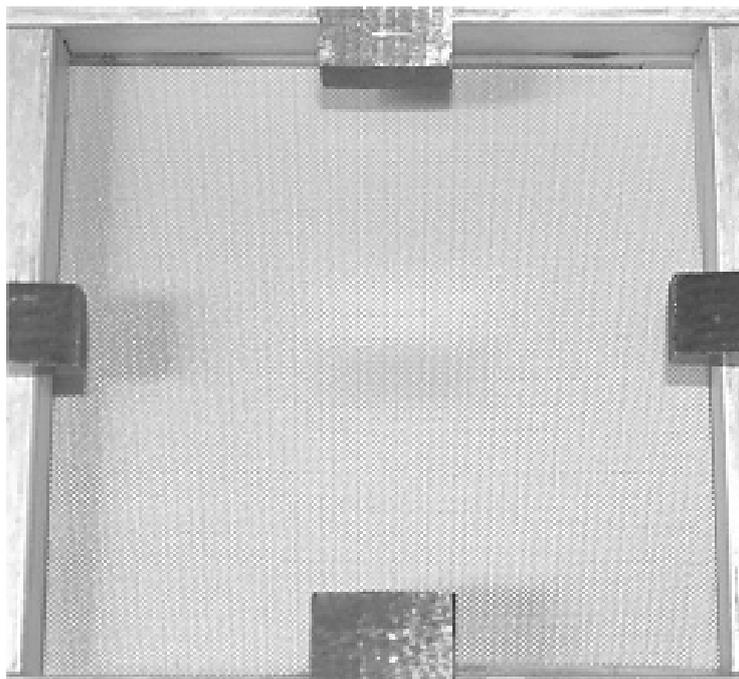


Abbildung 2.44: Impactdelle Ceconite 101

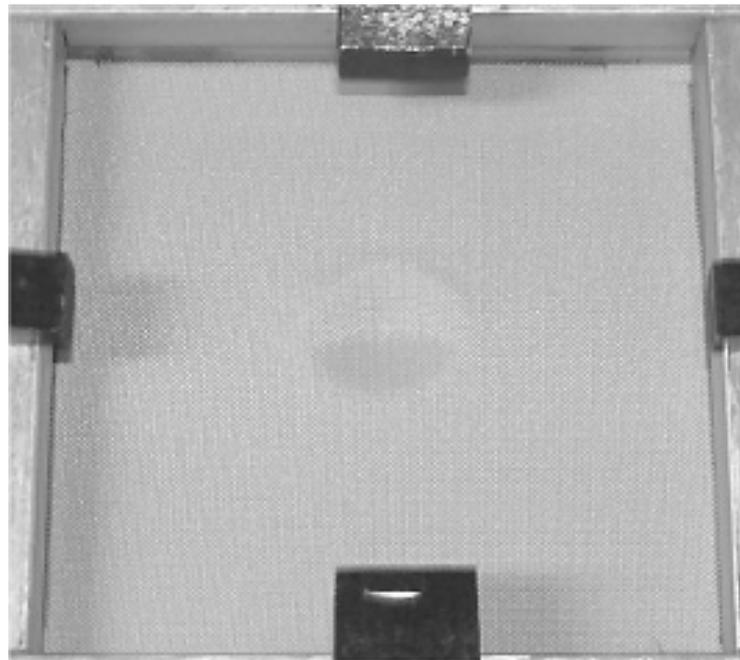


Abbildung 2.45: Impactdelle Ceconite 102

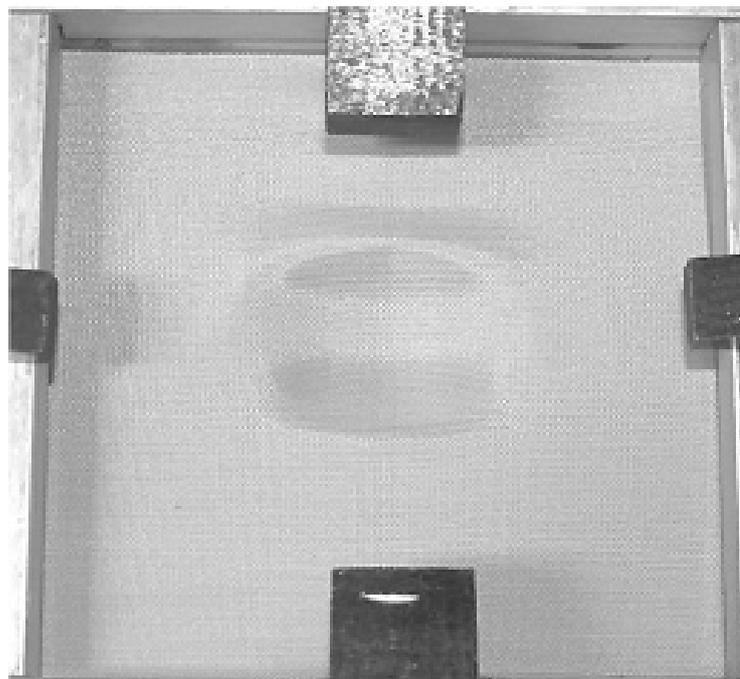


Abbildung 2.46: Impactdelle Ceconite NC

Nach der Impactschädigung wurden die Proben sowohl in Kett- als auch in Schußrichtung geprüft, siehe nachfolgende Diagramme.

Dabei wurde festgestellt, dass die Impactschädigung keine Schäden an den Gewebefasern hervorruft, da die Restfestigkeit mit der von ungeschädigten Proben vergleichbar ist. Lediglich die thermische Vorspannung/Schrumpfung der Proben wurde verringert oder ganz abgebaut. Diesen Effekt sieht man besonders deutlich durch die Kurvenverschiebung bei den Ceconite

NC Proben, siehe Abbildung 2.51 und 2.52.

Aus zeitlichen Gründen konnten in dieser Versuchsreihe maximal zehnfache Impactschädigungen mit 4,6J betrachtet werden. In weiteren Versuchsreihen müssten die zugrunde liegenden Gewebe weiteruntersucht werden (mehrere 100 Impacts).

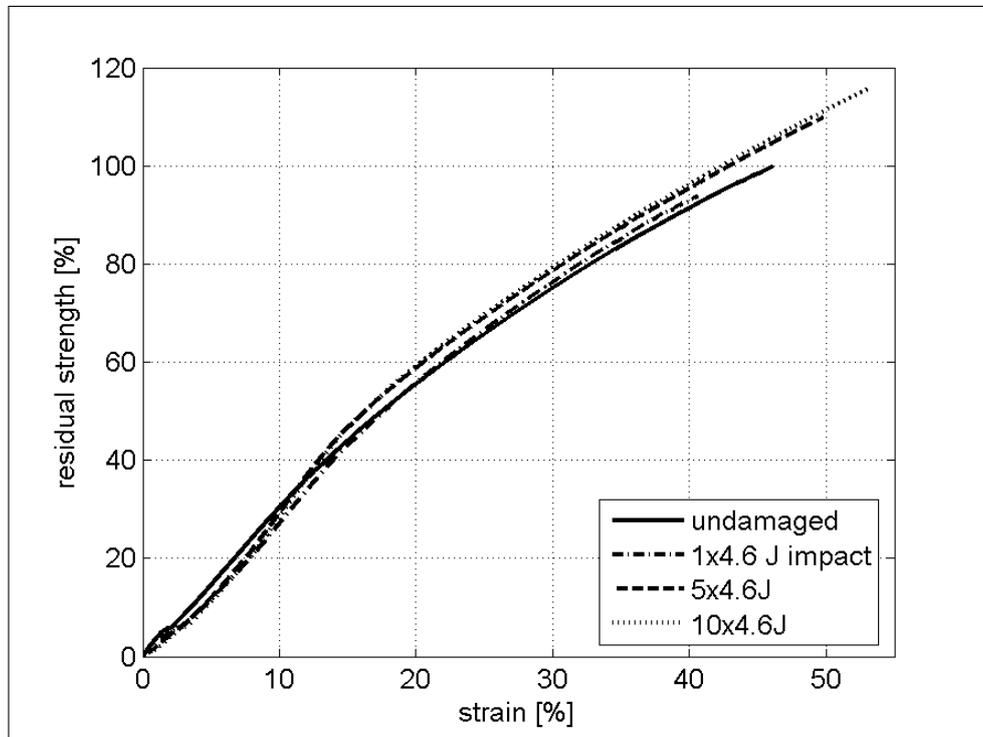


Abbildung 2.47: TAI Ceconite 101 Kettrichtung

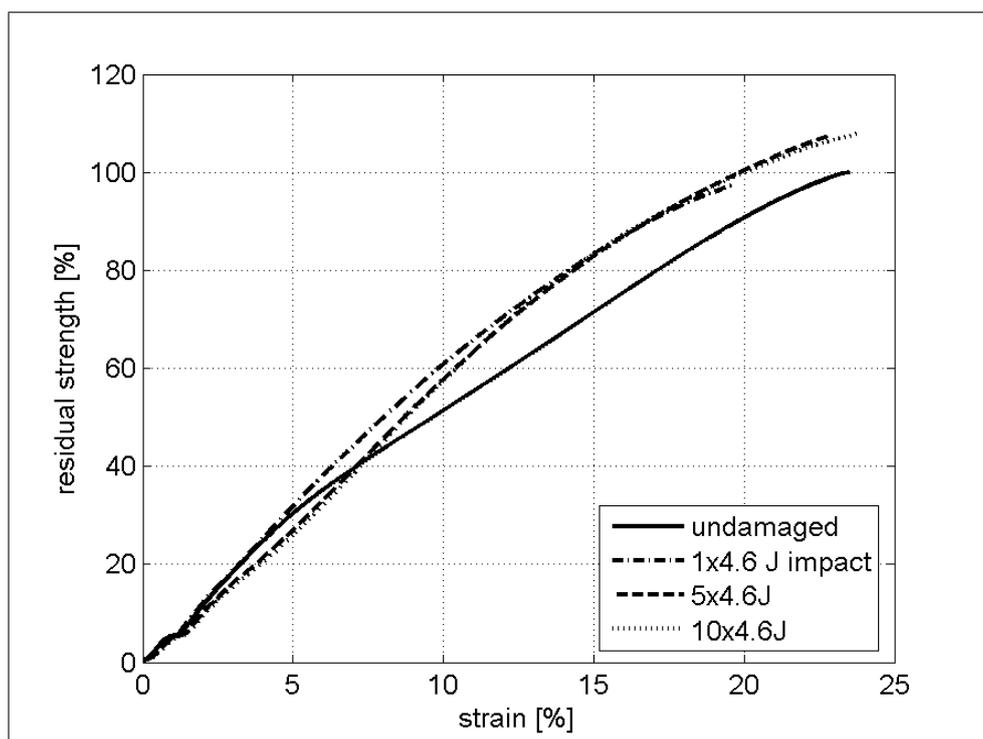


Abbildung 2.48: TAI Ceconite 101 Schußrichtung

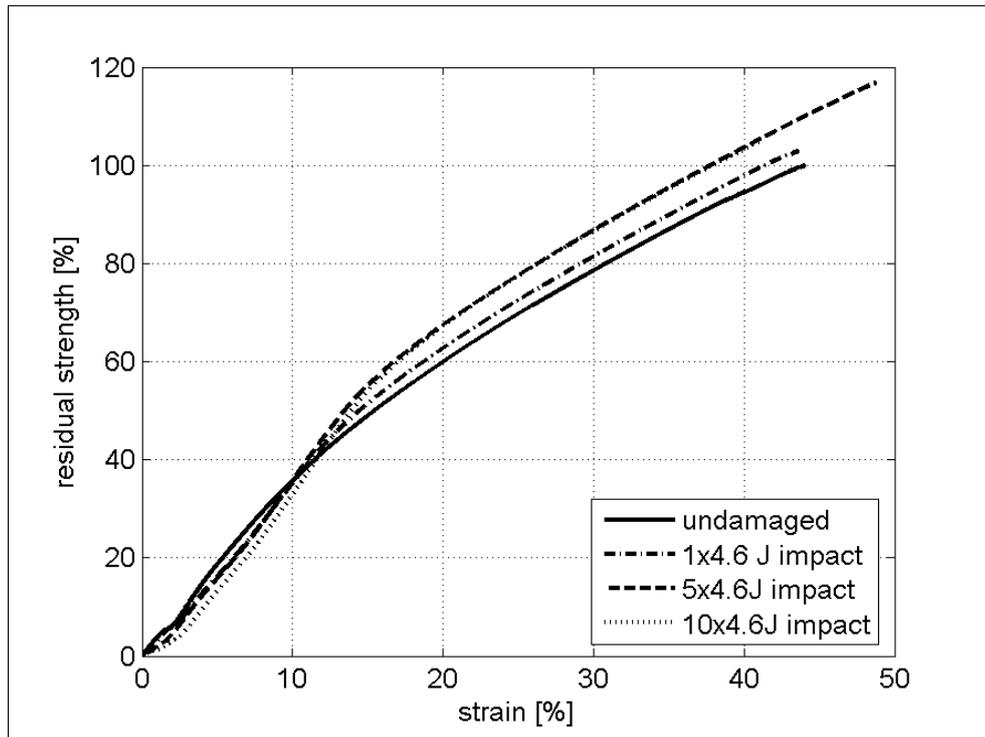


Abbildung 2.49: TAI Ceconite 102 Kettrichtung

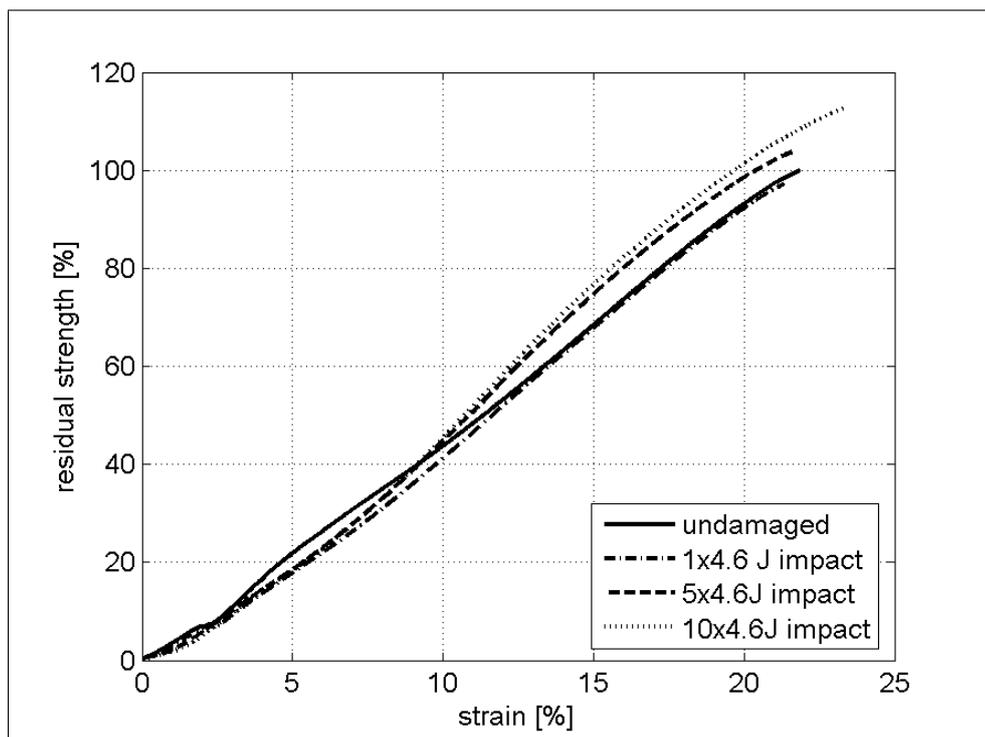


Abbildung 2.50: TAI Ceconite 102 Schußrichtung

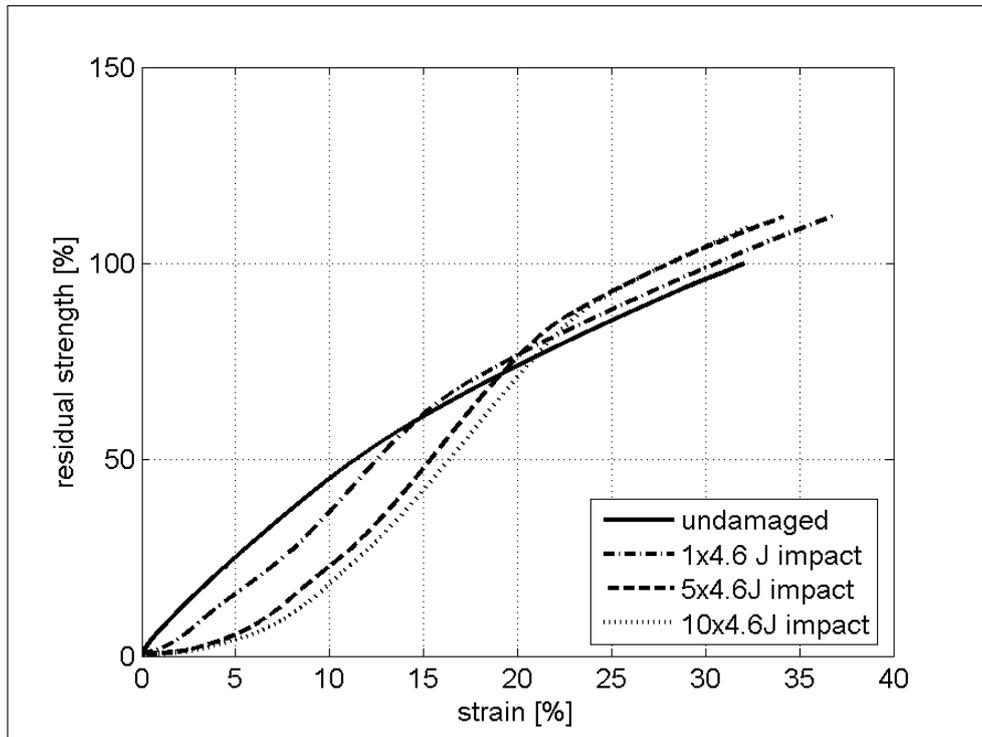


Abbildung 2.51: TAI Ceconite NC Kettrichtung

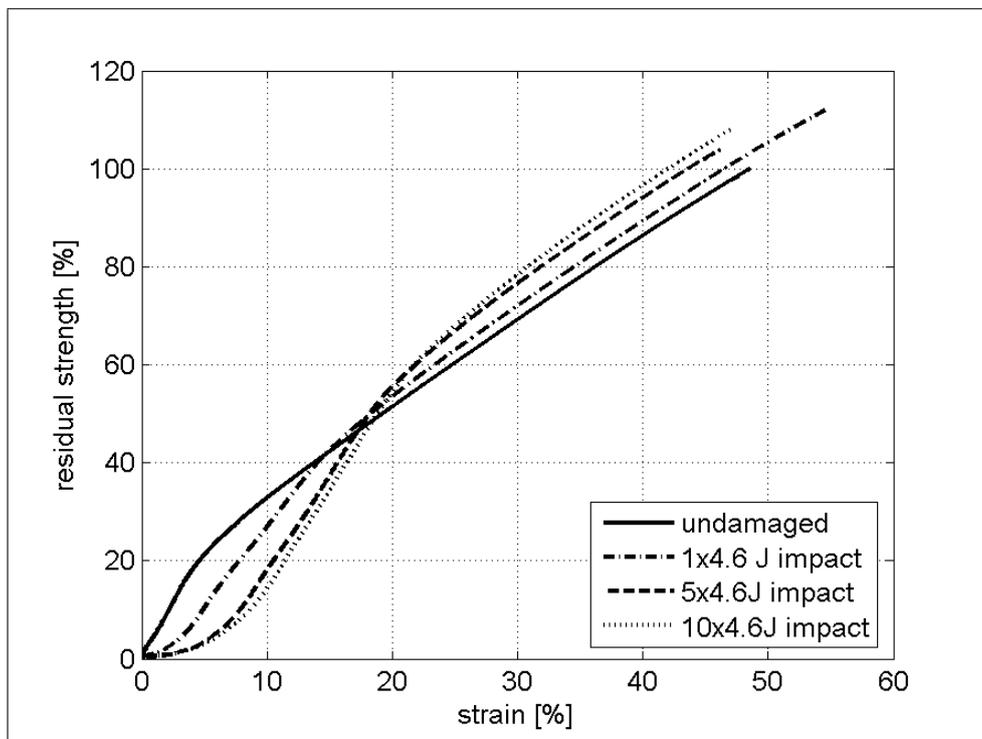


Abbildung 2.52: TAI Ceconite NC Schußrichtung

Die verlorene Vorspannung lies sich bei allen Proben durch erneute Wärmebehandlung der Proben wiederherstellen. Somit traten unter Laborbedingungen durch Hagelimpact keine Schäden an der Bepannungsmembran eines bespannten Leitwerks auf.

2.2.2.2.2 Restdruckfestigkeiten von reparierten Membranproben

Das vorangegangene Kapitel 2.2.2.2.1 (speziell: Abbildung 2.52 bis 2.47) zeigt, dass keine Faserschädigungen durch (Hagel-) Impactbeaufschlagung bei den untersuchten Membranproben auftreten. Die lediglich auftretenden lokalen Vorspannungsverluste können durch erneutes Vorspannen (e.g. Heißluftfön, Bügeleisen) „repariert“ werden.

Faserschäden können jedoch anderweitig auftreten, zum Beispiel durch herunterfallende Werkzeuge. Um einen solchen Schaden zu simulieren, wurden Streifenzugversuchsproben auf ca. einem Drittel der Probenbreite mit einem Schnitt versehen (Ceconite 101):



Abbildung 2.53: Zugversuchsprobe mit simuliertem Werkzeugschaden

An weiteren Proben wurde der zuvor beschriebene Schaden mit einem „Flicken“ repariert (Flicken aus Probenmaterial Ceconite 101, aufgeklebt mit UHU Endfest 5min Zweikomponenten-Kleber auf Epoxy-Basis):

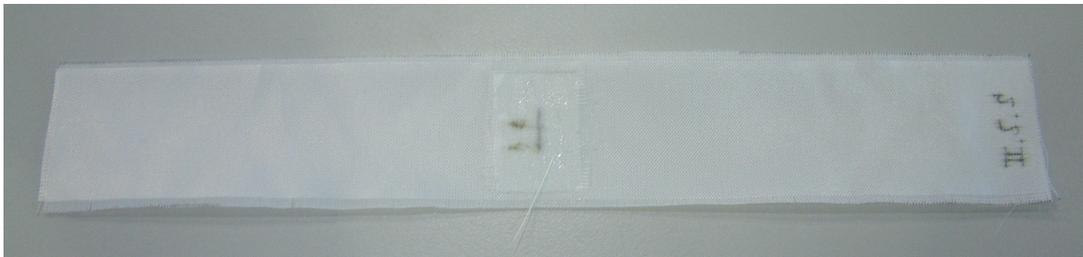


Abbildung 2.54: Zugversuchsprobe mit repariertem Werkzeugschaden (aufgeklebter Flicker)

Nach der Probenschädigung und der Probenreparatur wurden Zugversuche für beide Fälle durchgeführt. Zur Auswertung/ zum Vergleich der Versuchsergebnisse mit denen von ungeschädigten Proben, wurde jeweils eine Mittelwertskurve (gemittelte Spannungs-Dehnungs-Kurve aus jeweils 5 Proben) erzeugt. Plottet man diese 3 Kurven übereinander, erhält man folgende Abbildungen:

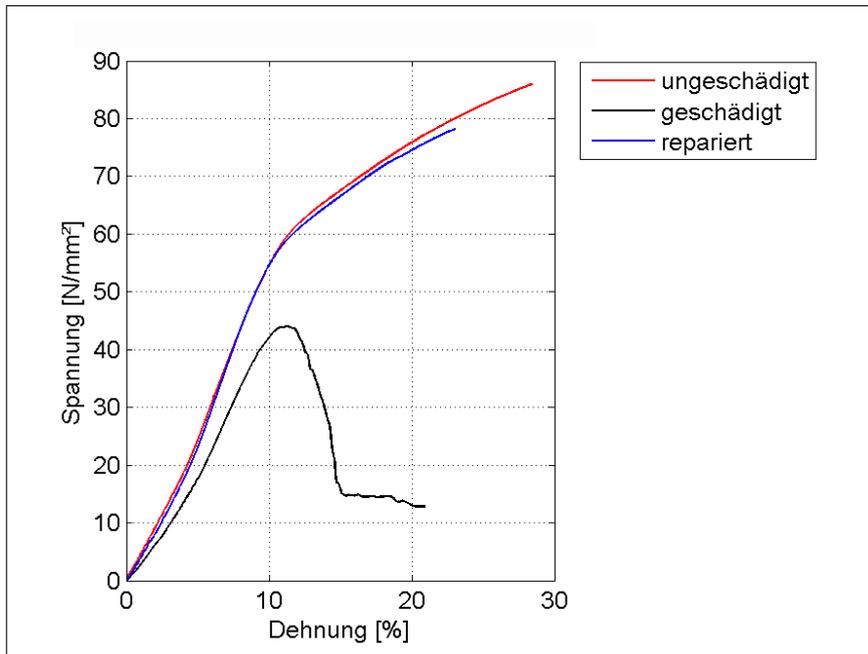


Abbildung 2.55: Vergleich der Spannungs-Dehnungs-Kurven von ungeschädigten, geschädigten und reparierten Membranproben (Ceconite 101); Kettrichtung

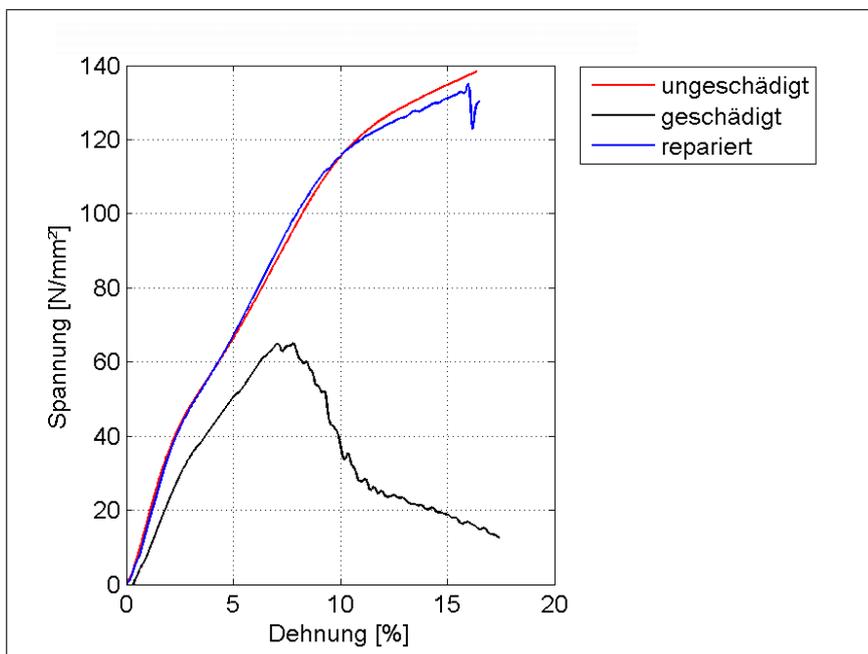


Abbildung 2.56: Vergleich der Spannungs-Dehnungs-Kurven von ungeschädigten, geschädigten und reparierten Membranproben (Ceconite 101); Schußrichtung

Bei den geschädigten Proben sind aufgrund des reduzierten Tragquerschnitts deutliche Reduzierungen der Steifigkeit und der Festigkeit zu beobachten. Die Kurven der reparierten Proben sind nahezu deckungsgleich mit denen der ungeschädigten Proben. Somit konnten die Steifigkeiten und Festigkeiten (Kettrichtung: die Festigkeit ist aufgrund von Probensteuerung geringer: Die

Mittelwertskurve kann nur bis zur geringsten Probenfestigkeit dargestellt werden) vollständig wiederhergestellt werden.

2.2.2.3 Zusammenfassung Hagelsimulation mit anschließender Restfestigkeitsuntersuchung

Der Einfluss von Hagelschlag als besondere Form der Impact-Schädigung des Leitwerkes wurde in den vorangehenden Kapiteln untersucht. Eine spezielle Anlage zur Einbringung von Impact-Schäden sowie Methoden zur experimentellen Ermittlung der Restfestigkeiten in Druckversuchen (Sandwich) und Zugversuchen (Membrane) nach gängiger luftfahrtkonformer Vorgehensweise wurden entwickelt.

Zusammenfassend kann festgehalten werden, dass zu einer nicht unerheblichen Reduzierung der Restdruckfestigkeit der Sandwichstrukturen kommt, wenn sich die Impact-Energie und die Impact-Anzahl erhöhen. Diese Reduzierung kennzeichnet maßgeblich das Festigkeitsverhalten in der Gesamtheit. Die mit dem vorgestellten Verfahren reparierten Sandwichproben wiesen annähernd die Restdruckfestigkeit der Ungeschädigten Proben auf, jedoch konnte eine Vollständige Wiederherstellung der vollen Restfestigkeit nicht erreicht werden.

Demgegenüber ist keine Reduzierung der Festigkeit bei Membranen zu beobachten. Somit konnten die in der Zielstellung angeführten Nachteile eines Sandwichleitwerks gegenüber eines gespannten Leitwerks nachgewiesen werden.

Treten anderweitige Schäden auf, zum Beispiel hervorgerufen durch herabfallende Werkzeuge, können diese durch einfaches Aufkleben eines „Flickens“ die Probensteifigkeit und die Probenfestigkeit wiederhergestellt werden.

2.2.3 AP 1230: Rechenmodelle Impactverhalten

Da der Simulationsaufwand im Vergleich zum Testaufwand bei Impactschädigungen deutlich höher ist und alle offenen Fragen mittels Versuchen beantwortet werden konnten, wurde auf die Erstellung von Rechenmodellen verzichtet.

2.3 AP 1300: Zustandsüberwachung und Inspektionsmethoden

2.3.1 AP 1310: Vorauswahl Überwachungs- und Inspektionsmethoden

In diesem Arbeitspaket wird eine Vorauswahl für mögliche Überwachungs- und Inspektionsmethoden am Zeppelinleitwerk getroffen. Dies erfolgt unter Berücksichtigung von Anforderungen aufgestellt von ZLT [7] und über die Auswertung einschlägiger Literaturquellen.

Im ersten Punkt werden die verschiedenen zerstörungsfreien bzw. zerstörungsfreien Inspektionsmethoden zusammengestellt. In der darauf folgenden Vorbewertung werden die Inspektionsmethoden zuerst nach ihrer Art - in situ und ex situ - unterschieden. Diese Unterscheidung muss getroffen werden, da die geeignete Überwachungsmethode von der in situ oder ex situ Einsatzmöglichkeit abhängig ist. So ist z.B. eine permanente Strukturüberwachung nur mit einer gewichtsneutralen in situ Inspektionsmethode möglich. Die Vorbewertung umfasst die Gesichtspunkte Aussagekraft, Zuverlässigkeit, Robustheit, Handhabbarkeit, Aufwand und Kosten. Nachdem geeignete Inspektionsmethoden ausgewählt sind, werden diese anschließend genauer besprochen. Eine solche Diskussion geeigneter Methoden führt unter Berücksichtigung der Vorbewertung und der technischen Anforderungen des Leitwerks zu einer eingegrenzten Auswahl von zu qualifizierenden Verfahren.

2.3.1.1 Zusammenstellung verschiedener Inspektionsmethoden

Methoden zur Inspektion von Funktionsstrukturen teilen sich in zerstörende und zerstörungsfreie Methoden auf. Zerstörende Inspektionsmethoden können nur während der Werkstoffqualifikation berücksichtigt werden, da jede Form dieser Methoden eine Instandsetzung des Fluggeräts zur Folge hat. In diesem Arbeitspunkt wird nur die zerstörungsfreie Prüfung (ZfP) berücksichtigt, da diese Methoden die Untersuchung der Struktur erlaubt, ohne diese bleibend zu verändern. Die ZfP ermöglicht es makroskopische Strukturfehler zu identifizieren, die nach Oberflächen- und Volumenfehlern zu unterscheiden sind.

Zerstörungsfreie Inspektionsmethoden, die in Abhängigkeit vom Prüfobjekt oft in Kombination angewandt werden, werden entsprechend der physikalischen Messgröße in folgende Gruppen unterteilt:

- Akustische Inspektionsmethoden
- Elektrische Inspektionsmethoden
- Mechanische Inspektionsmethoden
- Thermische Inspektionsmethoden
- Optische Inspektionsmethoden
- Radiographische Inspektionsmethoden

Die Tabellen 2.19 bis 2.22 fassen die einzelnen Inspektionsmethoden entsprechend ihrer Obergruppe in Anlehnung an [37] zusammen.

Tabelle 2.19: Zerstörungsfreie und zerstörungsarme Inspektionsmethoden für verstärkte Formteile, Teil 1

Untersuchungsmethode	Prüfverfahren	Erfassbare Fehler/ Eigenschaft	Meßwertfassung	Einsatzgrenzen Hinweise
Akustisch	Ultraschallprüfung	Delaminationen, Fremdeinschlüsse, Faser-/Harzkonzentrationen, Risse, Porositäten, Faserablage, Wanddickenabweichungen	punktuell/berührend (Koppelmittel)	ebene, glatte Teile, keine dünnen Schichten
	Ultraschall C-Scan		flächig/berührend	
	akustisches Resonanzverfahren	Klebefehler, Delaminationen (passive Fehler)	integral/berührend	Fehlergröße: Bauteileigensteifigkeit
	Klangprüfung	Delaminationen, Klebefehler	integral/berührend	Fehlergröße: hohe Dämpfung
	Schallemissionsanalyse	aktive Fehler: Primärschädigung, Ribfortschritt, Faserriß, Debonding, Matrixriß (Fehlerortung bei Entstehung)	integral/berührend ($G > 0$), Koppelmittel (zerstörungsarm)	hohe Dämpfung, geringer E-Modul
	Lamb Welle	Delamination, Faser-Matrixbruch etc.	integral/berührend	Aktor-/Sensorlänge bestimmen Fehlergröße, Bauteilgeometrie

Quelle: [37]

Tabelle 2.20: Zerstörungsfreie und zerstörungsarme Inspektionsmethoden für verstärkte Formteile, Teil 2

Untersuchungsmethode	Prüfverfahren	Erfassbare Fehler/ Eigenschaften	Meßwerterfassung	Einsatzgrenzen Hinweise
Elektrisch	Wirbelstromprüfung	Laminataufbau, Faser-/Harzgehalt	integral/berührungslos	ebene Metallteile
	Elektroanalyse	Permeation, Umwandlungsvorgänge, Aushärtung	integral/berührend und berührungslos	ebene nichtmetallische Teile, Elektrodenwerkstoff
Mechanisch	Mikrohärteprüfung	Aushärtung, Diffusionsvorgänge, Alterungsvorgänge, lokale Änderungen der elastischen Eigenschaften	punktuell/berührend (zerstörungsarm)	oberflächennahe Bereiche, Bauteilgeometrie
	Schwingungsanalyse	Risse, Delamination, Klebefehler, Porositäten, Fremdeinschlüsse, Laugenschnitte, lokale Steifigkeitsunterschiede, Aushärtefehler	integral/berührend ($G > 0$)	Symmetrie der Eigenschwingungen beachten
	Spannungs-Verformungs-Messungen	Kriech- und Relaxationsverhalten	integral/berührend	abhängig vom Sensortyp

Quelle: [37]

Tabelle 2.21: Zerstörungsfreie und zerstörungsarme Inspektionsmethoden für verstärkte Formteile, Teil 3

Untersuchungsmethode	Prüfverfahren	Erfassbare Fehler/ Eigenschaft	Meßwerterfassung	Einsatzgrenzen Hinweise
Optisch	Interferometrie (Holografie)	oberflächennahe Delaminationen, Lagenschnitte, lokale Steifigkeitsänderung, Verformung	Anregung: berührend/flächig, Messung: berührungslos	transparent, unebene Oberflächen sind schwierig: Bauteilgeometrie
	Penetrierverfahren	Oberflächenrisse	flächig/berührend (Penetrierlösung)	verdeckte Risse
	Sichtprüfung	Oberflächenbeschaffenheit, -risse, Unsauberkeiten, geometrische Abweichungen, Fertigungszustand	flächig/berührungslos	deutliche makroskopische Defekte
	Röntgenprüfung	Fremdeinschlüsse, Faser-/Harzkonzentrationen, Risse, Lunken, Faserablage: ausgesprochene Bauteilprüfung	flächig/berührungslos (Kontrastmittel)	ausreichender Unterschied der Strahlungsabsorption; Fehler: Grundwerkstoff
	IR-Spektroskopie	chemische Harzcharakterisierung, Aushärtung, Alterungszustand	integral/berührend (zerstörungsarm), integral/berührungslos	ca. 1mg Probensubstanz; Probengröße ca. 500mm ² (Nichtmetalle), Reflexion

Quelle: [37]

Tabelle 2.22: Zerstörungsfreie und zerstörungsarme Inspektionsmethoden für verstärkte Formteile, Teil 4

Untersuchungsmethode	Prüfverfahren	Erfassbare Fehler/ Eigenschaft	Meßwerterfassung	Einsatzgrenzen Hinweise
Thermisch	Dynamische Differential-Kalorimetrie DDK (DSC)	physikalische Harzcharakterisierung, Aushärtung	integral/berührend (zerstörungsarm)	ca. 10mg Probensubstanz
	Vibrothermographie	Risse, Aushärtefehler, Delamination, Lokale Steifigkeitsunterschiede	flächig/Anregung berührend, Messung berührungslos	Auflösungsgrenze 0,2K, ebene Teile (<8mm)
	Wärmeflussverfahren (Flüssigkristalle) (IR-Kamera)	Delamination, Faser-Harz-Konzentrationen, grobe Klebefehler, Einschlüsse	flächig/berührend (Klebefolie)	ebene Teile (<5mm)
Physikalisch-chemisch	Permeationsprüfung	Leckage durch Behälter, Schwachstellen in Sperrschichten	flächig/berührungslos flächig/berührend	schwerflüchtige Permeaten; Wanddicke >1mm; belastungsempfindliche Oberflächen
	Gravimetrisch	Lunker, GF-Anteil, Verarbeitung, Dichte	integral/berührend	Metall-Kunststoff-Verbunde: hochgefüllte Formmassen
Maßlich	Längenprüfverfahren	Maßabweichungen, Formabweichungen, Lageabweichungen	punktuell/berührend, flächig/berührend oder berührungslos	abhängig von Art und Qualität des Meßmittels und der Lage der Meßgröße

Quelle: [37]

2.3.1.2 Vorbewertung

In der folgenden Vorbewertung werden die zerstörungsarmen Inspektionsmethoden ausgeschlossen, da, wie oben bereits gesagt, jegliche Probenentnahme oder Werkstoffschädigung des integrierten Leitwerks vermieden werden muss. Die Gründe für den Ausschluss der zerstörungsfreien Inspektionsmethoden werden unten kurz ausgeführt. Außerdem werden auch jene Inspektionsmethoden aus Tabelle 2.19 bis 2.22 bereits ausgeschlossen, die auf die Leitwerksstruktur wegen ihrer Krümmung und Reflexionsverhaltens nicht angewendet werden können. Tabelle 2.23 fasst die Bewertung der recherchierten ex situ Inspektionsmethoden zusammen, die Bewertung der in situ Methoden ist in Tabelle 2.24 zusammengefasst.

Auch die thermischen Verfahren müssen ausgeschlossen werden. Die Grundlage der Vibrothermographie als aktives thermisches Verfahren ist, dass das Spannungsfeld eines Bauteils bei hochfrequenter dynamischer Belastung in ein Temperaturfeld umgesetzt wird. Wegen der erhöhten Dissipation am Ort einer Fehlstelle bildet sich eine lokale Temperaturquelle, die als innere Reibung, Delaminationsprozesse und plastische Deformationszonen vor der Risspitze aufgefasst wird. An der Oberfläche bilden sich Isotherme als vergrößertes Fehlerbild. Dieses Verfahren besitzt Vorteile in der Prüfung kleiner Bauteile oder Materialproben, die Einleitung der hochfrequenten Last in die großflächige Leitwerkstruktur stellt jedoch eine gewisse Herausforderung dar, und gleichzeitig ist eine weitere Schädigung bzw. Rissfortschritt an bereits vorhandenen Strukturfehlern sehr wahrscheinlich.

Das Wärmeflussverfahren ist besonders gut geeignet für die Detektion von Impactschäden in flächigen Bauteilen. In diesem passiven Verfahren nutzt den Zustand, dass die Wärmeleitfähigkeit an Fehlstellen und Störungen reduziert ist, und dadurch der Wärmefluss durch das Bauteil gestört wird. Anhand des Wärmebilds an der Oberfläche wird der Fehler lokalisiert. Da aber ein über die zu prüfende Fläche verteilter gleichmäßiger Wärmestrom eingebracht werden muss, kann dieses Verfahren nicht auf das Leitwerk angewendet werden.

Die Schwingungsanalyse ist auf die Leitwerksstruktur nur als diskontinuierliche Analyse anwendbar, da die sich im Betrieb einstellenden Schwingungen zufällig sind, und die Antwortspektren nicht vergleichbar sind. Daher muss auch hier die Struktur dynamisch angeregt werden um ein Antwortspektrum zu erhalten, welches mit dem Referenzspektrum der ungeschädigten Struktur verglichen werden kann. Deshalb wird diese Inspektionsmethode aus denselben Gründen wie die Vibrothermographie nicht weiter untersucht.

Spannungs-Verformungs-Messungen sind ein mechanisches in situ Prüfverfahren. Ähnlich der Schwingungsanalyse muss der globale Referenzzustand der Struktur bekannt sein. Große Fehler und das globale Strukturverhalten sind mit dieser Methode gut überwachbar, jedoch steigen der Aufwand und die Kosten stark, ist das Ziel der Überwachung das lokale Verhalten der Struktur und kleine Fehler. Hinzu kommt, dass dieses Verfahren nur kontinuierlich eingesetzt werden kann, wodurch die Komplexität der Messauswertung stark ansteigt.

Die holografische Interferometrie eignet sich nicht für eine mögliche Anwendung zur Strukturüberwachung am Zeppelin Leitwerk. Durch diese optische Methode werden nur Oberflächenverformungen hinsichtlich ihrer Größe und Verteilung optisch dargestellt. Die Aussagefähigkeit des Interferenzbildes ist nur gut bei der Anwendung des Verfahrens auf eine belastete Struktur, da sich Fehlstellen unter Last als Beulen oder Dellen identifizieren lassen.

Sowohl das Penetrierverfahren, als auch die Sichtprüfung stellen einfache optische Prüfverfahren dar. Die Permeationslösung dringt in zur Oberfläche hin offene Risse und Poren ein, wodurch Risse im μm Bereich lokalisiert werden können. Mikrorisse in der nichttragenden

Oberflächenbeschichtung der Struktur verringern aber die Aussagekraft dieser Inspektionsmethode derart, dass sie für die Überwachung nicht als sinnvoll betrachtet werden kann.

Da die Sichtprüfung als Teil des Rundgangs vor jedem Flug bereits vorgeschrieben ist, wird Sie hier nicht weiter behandelt.

Das Röntgenprüfverfahren ist eines der klassischen zerstörungsfreien Prüfverfahren. Die Prüfung von Verbundwerkstoffen erfordert aufgrund des geringen Absorptionskoeffizienten des Matrixwerkstoffes den Einsatz von langwelliger weicher Röntgenstrahlung. Unterschiedliche Schwächungskoeffizienten von Faser, Matrix und Fehlstelle ermöglichen die Identifizierung des Fehlers während des Durchstrahlens. Die Lokalisierung erschwert sich aber bei kleineren Dicken, und kann durch den Einsatz besserer Messtechnik erleichtert werden. Das Stereoröntgenverfahren muss angewendet werden, sofern die Lage in Dickenrichtung von Interesse ist. Der Nachweis von Delaminationen ist aber meist nur unter Verwendung eines Kontrastmittels im Matrixwerkstoff möglich. Erst der Einsatz der Computertomografie erleichtert den Nachweis der zu erwartenden Fehler in der verwendeten Sandwichstruktur. Da der technische Aufwand und die Kosten der Verfahren jedoch sehr hoch sind, und die Strahlungsbelastung ein Risiko für das Wartungspersonal darstellt, können diese Verfahren nicht empfohlen werden.

Die Wirbelstromprüfung ist ein bewährtes und robustes Prüfverfahren im Bezug auf elektrisch leitende Werkstoffe, es ist aber auf die CFK-Deckschicht der Sandwichstruktur nur bedingt anwendbar. Die Wechselwirkung des elektromagnetischen Hochfrequenzfeldes beschränkt sich nur auf die elektrisch leitende Deckschicht, und versagt bei Schäden im Schaumkern. Deckschichtablösungen können nicht bestimmt werden, sofern das CFK keine Schädigung aufweist. Die Wahrscheinlichkeit einer intakten abgelösten Deckschicht infolge einer Impactschädigung ist zwar sehr gering, jedoch ist das Risiko eines unentdeckten Schadens zu groß, als dass dieses Verfahren an dieser Stelle empfohlen wird.

Die akustischen Verfahren fassen sowohl klassische und bewährte Verfahren, als auch neue weiter zu untersuchende Verfahren zusammen.

Die Klangprüfung eignet sich besonders im Anschluss an die Sichtprüfung zur Feststellung der Ablösung der Deckschicht vom Kern.

Die Ultraschallprüfung ist ein bewährtes Mittel zur Feststellung von Fehlern in einer Struktur. Die Bauteilgeometrie des Leitwerks lässt eine Prüfung nach der Impuls-Echo Methode zu. Dabei werden akustische Impulse (Nadelimpulse) im Ultraschallbereich in die Struktur eingestrahlt und die zurückkommenden Echos als Empfangssignale registriert. Der Schallsender dient bei diesem Verfahren gleichzeitig als Schallempfänger, wobei es sich vorrangig um kommerzielle Ultraschallprüfgeräte mit Stoßwellenprüfköpfen handelt. Trifft der Schallimpuls auf eine Materialgrenze, wie dies auch an Fehlstellen der Fall ist, wird er gestreut oder reflektiert. Die Intensität des Echos gibt Aufschluss auf die Art der Grenze, wodurch ein Fehler eindeutig identifiziert wird. Die Lokalisierung des Materialfehlers in Dickenrichtung wird über Laufzeitberechnungen festgestellt, da unterschiedliche Medien unterschiedliche Schallgeschwindigkeiten besitzen. Eine einfache manuelle Prüfung erscheint im vorliegenden Fall als ausreichend, jedoch kann auch der Einsatz von bildgebenden Ultraschallprüfverfahren wie z.B. der C-Scan weiter untersucht werden. Auch ein automatisiertes Scannen der Leitwerkstruktur wird bei einer großen Häufigkeit der Strukturprüfung sinnvoll.

Die Schallemissionsprüfung gründet auf der Messung aktiver Fehler. Dies bedeutet, dass während der dynamischen Belastung der Struktur an Fehlstellen Schallimpulse entstehen, die daraufhin Körperwellen in der Struktur hervorrufen. Diese Oberflächenwellen werden meist mit piezokeramischen Materialien in ein Messsignal umgewandelt, und mit Hilfe von Laufzeitmessungen

und Triangulation werden die Risse lokalisiert. Die Messwertinterpretation stellt jedoch eine große Herausforderung dar, da zunächst das Hintergrundrauschen beseitigt werden muss, und zur Zeit nur Fehler eindeutig identifiziert werden können, die auf dem Mechanismus der Rissufer-Reibung basieren. Mögliche Messwerte sind die Impuls-, Energie-, Ereignissumme, Impuls-, Energie-, Ereignisrate und die mittlere Amplitude. Hinzu kommt, dass es sich hierbei um ein kontinuierliches Verfahren handelt, weshalb der gesamte Messaufbau zu jeder Zeit im Fluggerät mitgeführt und betrieben werden muss. Zusätzliche Versteifungen stellen mögliche Ausbreitungsgrenzen der Impulse dar, wodurch die Sensorausrüstung der Struktur ebenfalls sehr aufwendig werden kann. Sowohl das mitzuführende Gewicht, als auch die große auszuwertende Messwertmenge stellen nur zwei Gründe dar, weshalb dieses Verfahren nicht weiter untersucht werden soll.

Die Strukturprüfung mit Lamb Wellen gestaltet sich ähnlich wie das Schallemissionsprüfverfahren, jedoch handelt es sich um ein passives diskontinuierliches Prüfverfahren. Bei dieser Methode werden Lamb Moden geringer Energie in der Struktur angeregt, die sich mit großen Geschwindigkeiten in der Struktur ausbreiten und mit Fehlstellen interagieren. Trifft eine Lamb Welle auf einen Fehler passiert sie teilweise den Fehler, und wird zum anderen Teil reflektiert. Gleichzeitig tritt ein Modensprung auf. Dieses physikalische Verhalten der Lamb Welle ermöglicht die eindeutige Detektion und Lokalisierung eines Werkstofffehlers. Wie beim Ultraschallverfahren werden über Laufzeitberechnungen und durch Triangulation Fehler detektiert und lokalisiert. Da die Lamb Wellen durch kurze Impulse mit schmalbandigem Frequenzspektrum angeregt werden, ist es möglich, die piezokeramischen Aktoren auch als Sensoren zu verwenden. Dadurch reduziert sich die Instrumentierung der Struktur im Vergleich zu anderen in situ Methoden um ein wesentliches. Des weiteren ist es möglich großflächige Strukturen mit nur wenigen Sensoren zu überwachen. Die Sensorsignale sind entsprechend dem Anpassungsgrad der Sensoren eindeutig und aussagekräftig. Die Dispersion der Lamb Welle wird in der vorhandenen Bauteilgeometrie nicht als problematisch eingestuft, wodurch die Sensorsignale weiterhin an Aussagekraft gewinnen. Die Anpassung der Auswertung an die Struktur ermöglicht eine sehr gute Handhabbarkeit und Robustheit, da auch das zu verwendende Messgerät aus Standardkomponenten zusammengestellt werden kann, wodurch auch die Kosten gering sind.

Tabelle 2.23: Vorbewertung der ausgewählten ex situ Inspektionsmethoden

Inspektionsmethode	Aussagekraft	Zuverlässigkeit	Robustheit	Handhabbarkeit	Aufwand/Kosten
Ultraschallprüfung	Gut	Gut	gut	gut	–
akustisches Resonanzverfahren	keine Bewertung der eingebrachten Energien bekannt, daher nicht bewertet				
Klangprüfung	nur kleine lokale Bereiche	befriedigend	befriedigend	–	großer Aufwand, geringe Kosten
Wirbelstromprüfung	nur an äußerer Deckschicht gut	gut	gut	–	großer Aufwand/Kosten
Interferometrie (Holografie)	schlecht bei gekrümmten Flächen, gut bei kleiner Krümmung	gut bei kleiner Krümmung	–	–	–
Penetrierverfahren	gut bei Mikrorissen	sehr gut	sehr gut	befriedigend, da sehr aufwendig	–
Sichtprüfung	gut bei großen Schäden, jedoch nur Aussage ob Schaden vorhanden oder nicht	befriedigend	befriedigend	befriedigend	geringer Aufwand/geringe Kosten
Röntgenprüfung	sehr gut	sehr gut	sehr gut	sehr komplex	großer Aufwand/hohe Kosten
Längenprüfverfahren	Aussage nur gegenüber Form- und Lageabweichungen, nicht gegenüber Werkstoffzustand	eingeschränkt	gegeben	eingeschränkt	mittlerer Aufwand/mittlere Kosten

Tabelle 2.24: Vorbewertung der ausgewählten in situ Inspektionsmethoden

Inspektionsmethode	Aussagekraft	Zuverlässigkeit	Robustheit	Handhabbarkeit	Aufwand/Kosten
Spannungs- Verformungs- Messungen	nur globales Schwingungsverhalten, kleine lokale Störungen nur bedingt beobachtbar; abhängig vom verwendeten Sensortyp	gut bei globaler Inspektion, unzuverlässig bei vielen kleinen (lokalen) Störungen	gegeben	sehr komplex, da kontinuierliches Verfahren	hoher Aufwand / hohe Kosten
Schallemissionsanalyse	aktive Fehler sind beobachtbar, sehr gute Aussagekraft bei Verwendung von PZT's als Sensoren	sehr gut für alle Schadensmechanismen in der verwendeten Struktur	gut	sehr komplex, kontinuierliches Verfahren	hoher Aufwand / hohe Kosten
Lamb Wellen Analyse	Fehler in geschlossener plattenähnlicher Struktur sind gut zu lokalisieren, Verhältnis Aktor- Sensorignal abhängig von Größe der Struktur, Dämpfung hat kaum Einfluss	obwohl noch in der Entwicklung sehr hohe Zuverlässigkeit bei plattenähnlichen Strukturen, in Randbereichen schwierig	sehr gut, befriedigend in Randbereichen	sehr komplex, als kontinuierliches oder zeitorientiertes Verfahren einsetzbar	mittlerer bis hoher Aufwand/ mittlere Kosten (bei zeitorientierter Überwachung)

2.3.1.3 Auswahl der weiter zu untersuchenden Verfahren

Aus der Auflistung und Bewertung in den vorhergehenden Kapiteln wird je ein in situ und ein ex situ Verfahren ausgewählt und deren Anwendung auf die Leitwerksstruktur dokumentiert.

Die Ultraschallprüfung stellt ein probates Verfahren dar, welches bereits an Flugzeugstrukturen im Rahmen von Inspektionen angewendet wird. Alle gängigen Methoden der Ultraschallprüfung sind im Rahmen einer ex situ Anwendung für die Leitwerksstruktur geeignet. Da die Ultraschallprüfung sehr weit ausgereift ist und eine durchweg positive Vorbewertung erreicht, wird deren Anwendung für die vorliegende Leitwerksstruktur empfohlen. Es darf jedoch nicht verschwiegen werden, dass für die Interpretation der Messergebnisse Expertenwissen erforderlich ist.

Für in situ Überwachung kommt nur die Anwendung der LAMB-Wellen in Frage. Aufgrund der relativ einfachen Umsetzung eines permanenten Überwachungssystems, nicht zuletzt in Verbindung mit dem Parameter Gewicht, kommt sie sowohl als kontinuierliche als auch zeitorientierte Methode in Frage. Auch hier darf nicht verschwiegen werden, dass für die Ausarbeitung dieses Überwachungssystems ein hohes Expertenwissen erforderlich ist. Dies wird insbesondere bei der Interpretation der Messergebnisse benötigt.

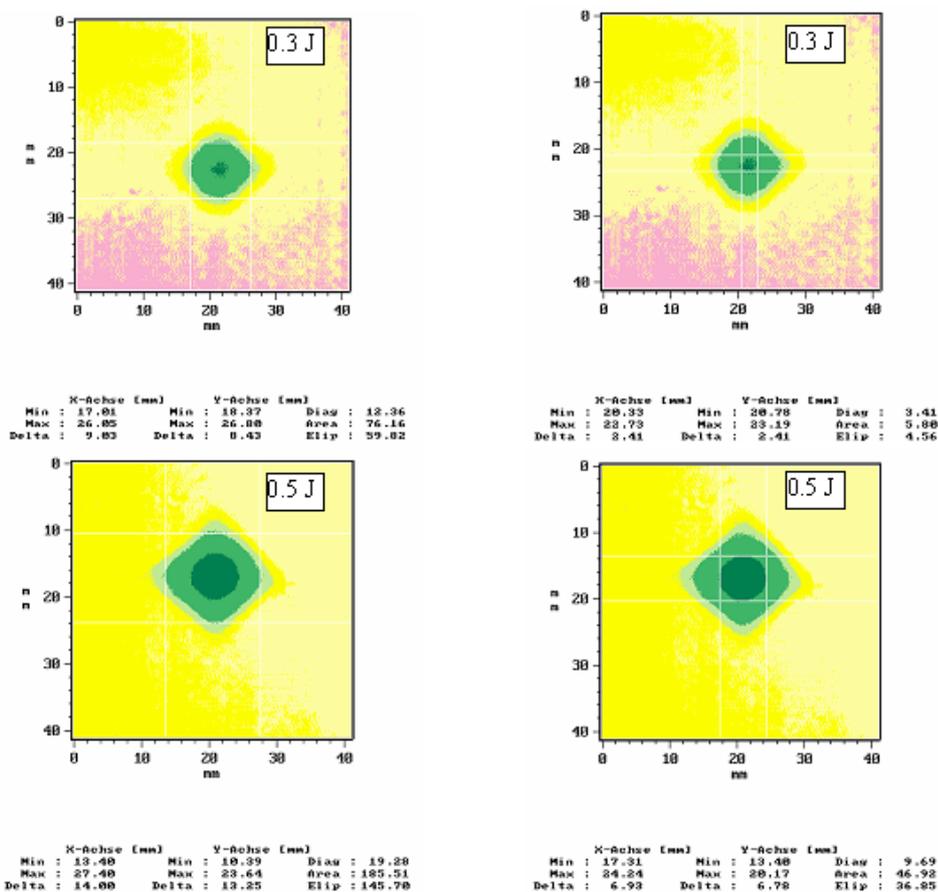
Die folgenden Kapitel behandeln die beiden oben genannten Verfahren detaillierter und stellen die wesentlichen Ergebnisse dar. Es wird bewußt in knapper Form dokumentiert und auf die Literatur [28] verwiesen, in der die Thematik sehr ausführlich behandelt wird.

2.3.2 AP 1320: Experimentelle Untersuchung

2.3.2.1 Ex situ Überwachung der Leitwerksstruktur mittels Ultraschall

Die Anwendung von Ultraschall im Rahmen der Schadensdetektierung und -beurteilung führt zu sogenannten Ultraschallscans des Typs A, B oder C. Für die vorliegende Leitwerksstruktur tritt die Schädigung aufgrund von Impacts niedriger Energie (vergleiche Kapitel 2.2) in der äußeren Deckschicht auf und pflanzt sich bei größeren Energien bis zur inneren Deckschicht fort. Es entstehen in der Deckschicht kreis- bzw. ellipsenförmige Vertiefungen, die durch ihren Durchmesser und ihre Eindringtiefe gekennzeichnet sind. Beide Parameter können für eine Abschätzung der Impactenergie herangezogen werden. Die folgende Abbildung zeigt die Ultraschallscans für markante Impact-Energien von 0.3J, 0.5J und 1.0J.

Vergleicht man die Wirkung bei einer Impact-Energie von 0.3J und 0.5J, so erkennt man zunächst, dass bei gleicher Eindringtiefe die Größe der Eindellung von 9.03mm bzw. 2.41mm auf 14.00mm bzw. 6.93mm heranwächst und zu dem immensen Festigkeitseinbruch der Probe führt. Die Eindellung zur Tiefe hin zeigt eine deutlich kreisförmige Struktur.

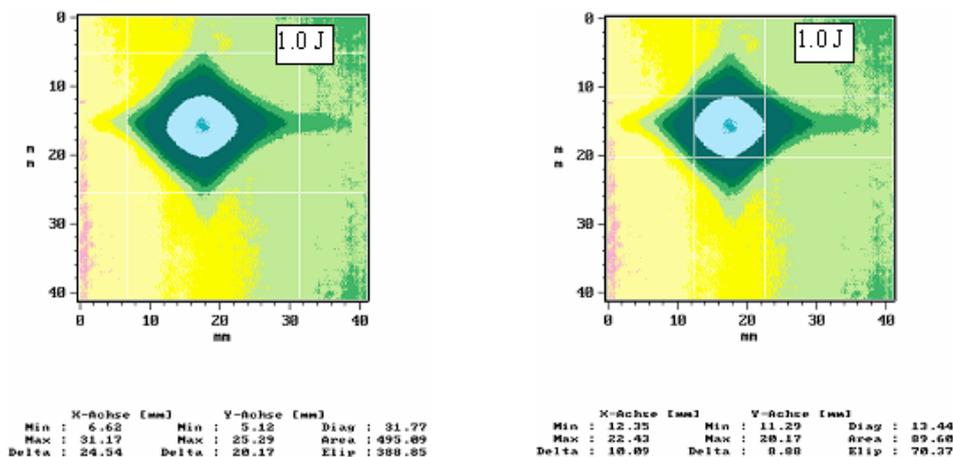


Quelle: [28]

Abbildung 2.57: Ultraschall-Scans von Proben nach einer Impact-Schädigung mit 0.3J, 0.5J

Vergleicht man nun die Wirkung der Impact-Energie von 1.0J hiermit, so erkennt man ebenso eine deutliche Zunahme Größe der Eindellungen (24,54m bzw. 10.09mm) bei zugehöriger Ein-

dringtiefe. Die Zunahme der Festigkeit, wie sie im Vorfeld beschrieben wurde, zeigt sich hier deutlich in dem Vorhandensein des Falkreuzes, dass zu einer Verstärkung der Probe bzw. zu einer Reduzierung des Beuleinflusses der kreisförmigen Eindellung führt. Größere Probenenergien zeigen analoges Verhalten bzgl. Eindringtiefe und Abmessung.



Quelle: [28]

Abbildung 2.58: Ultraschall-Scans von Proben nach einer Impact-Schädigung mit 1.0J

Die Ultraschalluntersuchung ist demnach in der Lage, die Schädigung bzw. deren Einfluss zu erkennen und zu beschreiben. Nachteilig ist jedoch, wie Untersuchungen an Proben mit Delamination zwischen Deckschicht und Kern gezeigt haben, dass diese nicht erkannt werden. Ebenso konnten Risse im Kern nicht aufgezeigt werden, da der großporige Kern zu viele Lufteinflüsse beinhaltet, die die Messung negativ beeinflussen.

2.3.2.2 In situ Überwachung der Leitwerksstruktur LAMB-Wellen

Dieses Verfahren regt ähnlich der Ultraschalluntersuchung Festkörperwellen an und betrachtet deren Reflektionen. Es handelt sich hierbei allerdings um spezielle Festkörperwellen, deren Anregung und Messung im Vorfeld sehr genau definiert werden muss. Wie in [28] gezeigt wurde, kann dies bei isotropen Werkstoffen theoretisch erfolgen. Bei anisotropen Werkstoffen müssen Vorversuche getätigt werden, die notwendige Kenngrößen bestimmen. Nur so kann eine erfolgreiche Schadensdetektierung und -ortung erfolgen. Die Technik wurde daher an Aluminium, CFK-Strukturen und der Leitwerkssandwichstruktur angewendet. Abbildung 2.59 zeigt die untersuchten Strukturen.

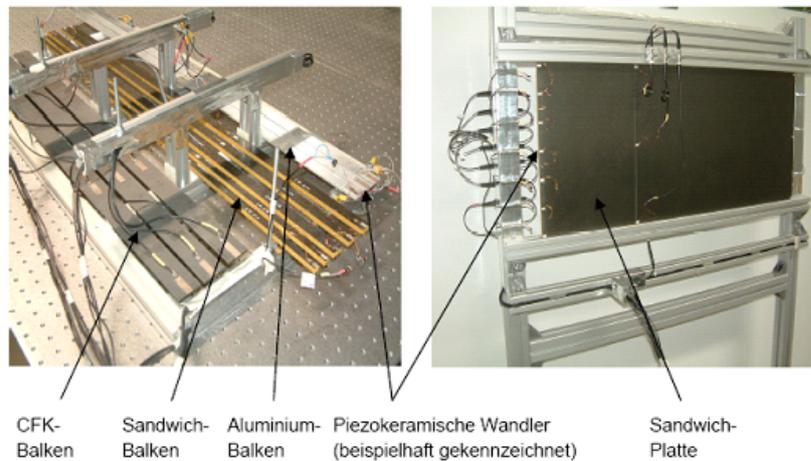
Die Anregung und Messung der LAMB-Wellen erfolgt mit Hilfe piezokeramischer Wandler.

Die Ergebnisse an den Aluminium-Balken bestätigten die theoretischen Zusammenhänge an isotropen Strukturen. An isotropen Strukturen konnten Ortungsgenauigkeiten größer 99% erreicht werden.

Quasi-isotrope Strukturen zeigten, dass die für eine Schadensortung notwendige Kenntnis der Ausbreitungsgeschwindigkeit theoretisch nur annähernd bestimmbar ist, jedoch mit einem Vorversuch sehr gut ermittelbar ist. Es konnten Ortungsgenauigkeiten größer 95% erzielt werden.

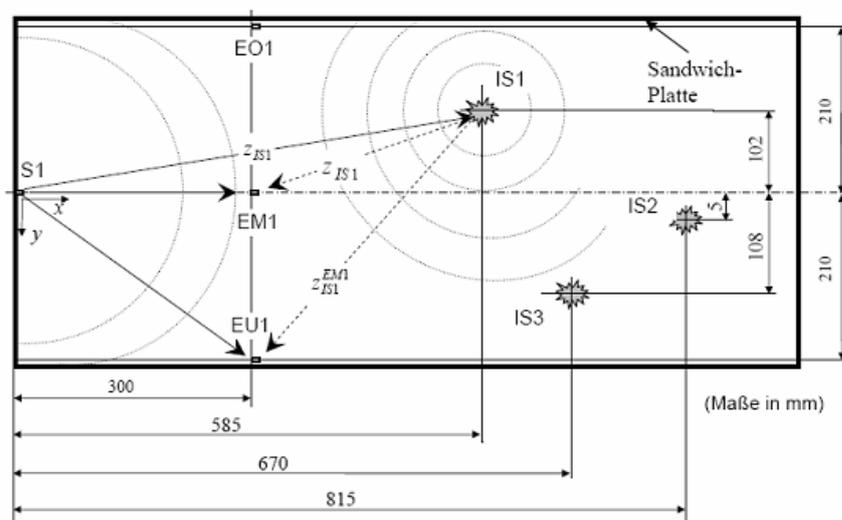
Hochkomplex wird das Ausbreitungsverhalten bei anisotropen Materialien wie der Leitwerksstruktur. Mit dem Verweis auf die Untersuchung in [28] sei nur soviel erwähnt, dass es zu gleichzeitiger Anregung mehrerer LAMB-Moden kommt, deren inkorrekte Zuordnung eine Fehlortung hervorruft. Eine korrekte Zuordnung und korrekte Auslegung aufgrund der Moden ermöglicht jedoch eine Schadensortung mit zum Teil sehr hoher Genauigkeit. Das folgende Experiment verdeutlicht diese Zusammenhänge:

Es wurde ein Struktur aus dem Leitwerktsmaterial untersucht und mit drei Impacts geschädigt. Es wurde die kritische Energie von 0.5 J zugrunde gelegt. Das Verfahren muss in der Lage sein, nicht nur das Vorhandensein der Schädigungen zu erkennen, sondern deren Position gleichzeitig zu orten.



Quelle: [28]

Abbildung 2.59: Untersuchte Strukturen zur Schadensüberwachung mittels LAMB-Wellen



Quelle: [28]

Abbildung 2.60: Leitwerksstruktur mit applizierten Sensoren zum Anregen und Messen von LAMB-Wellen (S1, EU1,E01), sowie eingebrachten Impact-Schädigungen (IS1, IS2, IS3)

Die georteten Positionen sind in folgender Tabelle dargestellt:

Tabelle 2.25: Positionen der georteten Impactschäden

Impactschaden	Ist-Wert	Ortung	Ist-Wert	Ortung
IS1	-102 mm	-80 mm	585 mm	572 mm
IS2	5 mm	48 mm	815 mm	788 mm
IS3	108 mm	100 mm	670 mm	615 mm

Quelle: [28]

Die Genauigkeit ist aufgrund des Ausbreitungsverhaltens abhängig von der Lage innerhalb der Struktur. Neben dem Vorhandensein mehrere LAMB-Moden kommt noch hinzu, dass die Ausbreitung aufgrund der 0/90°-Orientierung des CFK-Fasern in der Deckschicht nicht als reine zirkuläre Wellenfront erfolgt, jedoch aber in den Gleichungen zur Bestimmung der Position angesetzt wird. Eine detaillierte Einreichung dieses Zusammenhanges würde beispielsweise die Genauigkeit der y-Koordinate des Impact-Schadens IS2 erheblich verbessern.

Die Schadensüberwachung mittels LAMB-Wellen stellt eine struktur-integrationsfähige und damit eine permanente Überwachungsmöglichkeit dar, die Impact-Schäden an der Leitwerksstruktur unabhängig von deren Anzahl und Position aufzeigen und orten kann. Sind diese Positionen bekannt, können beispielsweise im Rahmen der vorherbeschriebenen Ultraschalluntersuchungen diese Schäden weiter betrachtet werden.

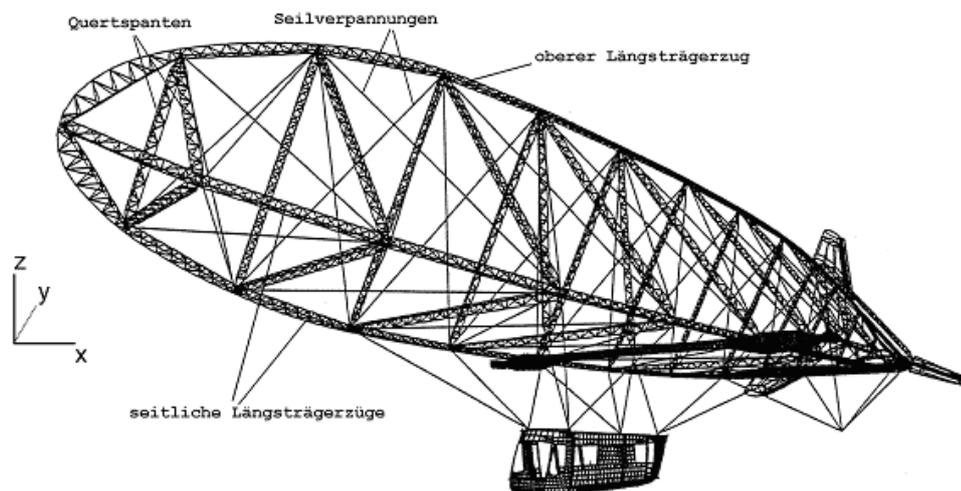
Wie bereits erwähnt, ist experimentelle Untersuchung zur Schadensüberwachung ausführlich in [28] beschrieben. Um den Umfang dieser Arbeit nicht zu groß zu gestalten, wird für tiefergehende Informationen auf diese Literatur verwiesen.

3 Dokumentation zu AP 2000: Haupttragstruktur

3.1 AP 2100: Bauweisen, Werkstoffe Haupttragstruktur

3.1.1 Aktuelle Haupttragstrukturbauweise

Der Zeppelin NT besitzt eine innere Tragstruktur, welche der heliumdichten Luftschiffhülle die Kontur vorgibt, dem gesamten Flugkörper Stabilität verleiht und eine Manövrierfähigkeit bei extremen Wetterbedingungen und selbst größerem Druckverlust des Traggases, z.B. durch mehrere Hüllenlöcher, verleiht. An diese innere Tragstruktur sind neben der Hülle außerdem die Leitwerke, die Antriebseinheiten und die Passiergondel angebracht.



Quelle: [7]

Abbildung 3.1: Innere Haupttragstruktur des Zeppelin NT LZ07 im FEM-Modell

3.1.1.1 Längsträger

Die Haupttragstruktur des Zeppelin NT LZ 07 wird in Längsrichtung aus 3 Aluminium-Fachwerkträgern, im weiteren Längsträger genannt, gebildet, die den Umfang des Zeppelinquerschnitts in 3 Abschnitte von jeweils 120° teilen. Die Längsträger sind durch 13 über die Gesamtlänge des Zeppelins verteilte Querspanten in Abschnitte von ca. 6m Länge geteilt, wobei die einzelnen Längsträgersegmente über Knotenplatten verbunden sind.

Jedes Längsträgersegment wird aus einem Fachwerk bestehend aus zwei geraden Untergurten und einem der Zeppelinkontur angepassten, gekrümmten Obergurt gebildet, welche durch vertikale Diagonalstreben unterschiedlicher Höhe verbunden sind. Die Streben bilden dabei ausgehend von den Untergurten Pyramiden, deren Spitzen mit dem Obergurt verbunden sind. In der horizontalen Ebene zwischen den Untergurten verlaufen zusätzlich diagonal und quer angeordnete Streben.

Eine schematische Zeichnung eines Längsträgersegments befindet sich in der nachfolgenden Abbildung.

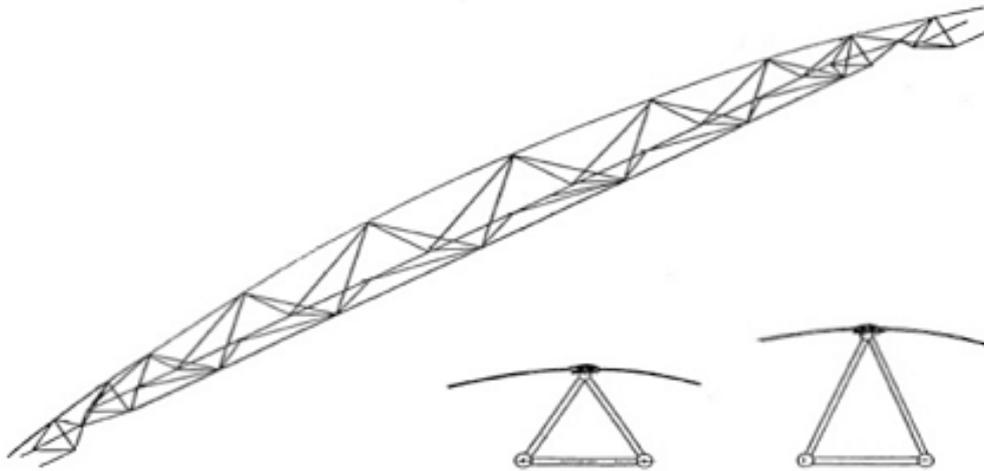


Abbildung 3.2: Längsträger mit gekrümmtem Obergurt

Die Herstellung der Längsträgersegmente erfolgt durch Schweißverbindungen. Hierzu werden die 3 Gurte in speziellen Vorrichtungen eingespannt, Löcher für die Streben an den richtigen Positionen gebohrt, die Streben eingesteckt und verschweißt. Der gekrümmte Obergurt liegt direkt an der leicht gespannten Zeppelinhülle an und gibt ihr somit seine Form. Für eine größere Hüllenauflagefläche sind zusätzlich 2 seitliche Flansche an den Rohrquerschnitt angeschweißt wie in Abbildung 3.3 zu sehen ist.

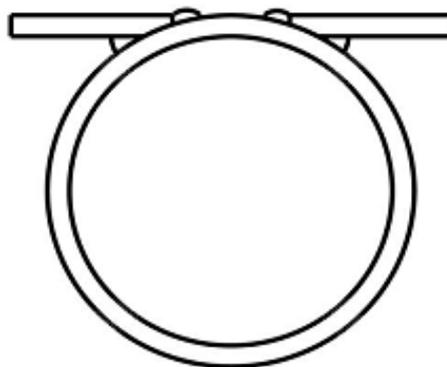


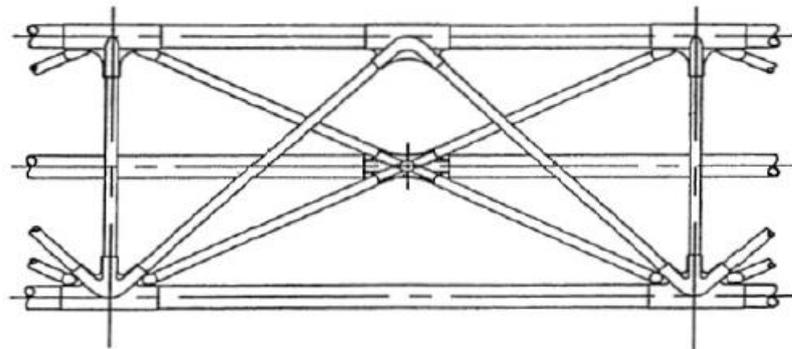
Abbildung 3.3: Angeschweißte Flansche der Hüllenauflagefläche

Die Verbindung zwischen Hülle und Längsträgerobergurt wird über Kabelbinder hergestellt. Dafür sind zwei Laschen auf beiden Seiten der für den Längsträger vorgesehenen Auflagefläche mit der Hülle verschweißt. In die Schenkel beider Laschen sind Löcher eingebracht, zwischen denen Verbindungskabel gespannt werden. Die Verbindungskabel drücken somit den Längsträgerobergurt in seiner „Tasche“ fest gegen die Hüllenmembran.

3.1.1.2 Querträger

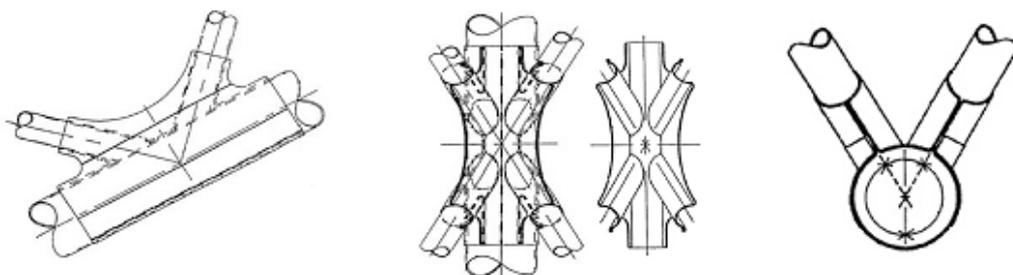
Die Querspanten zwischen den Längsträgersegmenten werden durch jeweils 3 CFK-Fachwerk-Querträger gebildet, welche ebenfalls in den Knotenplatten angreifen und somit ein Schott in Form eines Dreiecks in der Ebene senkrecht zur Längsachse bilden. Der systematische Aufbau der Querträger entspricht dem der Längsträger mit dem Unterschied, dass Obergurte und beide Untergurte gerade sind.

Bei der Herstellung der Querträger wird im Gegensatz zu den Alu-Längsträgern auf Bohrungen in Ober- und Untergurt verzichtet. Stattdessen werden spezielle Muffen verwendet, mit denen Gurte und Streben verklebt werden können. Diese Muffen sind zweiteilig und können nach Aufbringen der Klebeschicht von beiden Seiten auf die zu verbindenden Gurte und Streben angepresst werden, wodurch eine optimale Klebeverbindung entsteht. Alle Querträger besitzen die gleiche Bauhöhe und unterscheiden sich lediglich in ihrer Länge, so dass die Länge der Streben in allen Trägern gleich ist. Die Herstellung der unterschiedlichen Segmente kann dadurch mit einem Minimum an Vorrichtungen und unterschiedlichen Einzelteilen durchgeführt werden.



Quelle: [7]

Abbildung 3.4: Querträger aus CFK



Quelle: [7]

Abbildung 3.5: Zweigeteilte Muffen zur Erzielung optimaler Klebeergebnisse

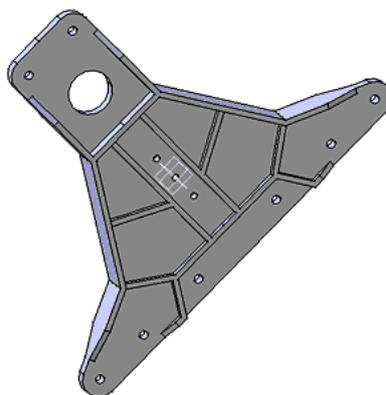
3.1.1.3 Knotenplatten

Eine typische Verbindungsknotenplatte und deren Anbindung an die Fachwerk-Längs- und Querträger zeigen die beiden nachfolgenden Bilder:



Quelle: [7]

Abbildung 3.6: Aktuelle Knotenplatte des Zeppelin NT



Quelle: [7]

Abbildung 3.7: CAD-Modell einer Knotenplatte

Jede Platte wurde separat mittels FE-Berechnungen gewichtsoptimiert ausgelegt und als Integralfräsbauteil hergestellt. Sie bietet getrennte Anschlussmöglichkeiten für 2 Längsträger, 2 Querträger sowie 4 Aramidfaserseile, die diagonal in den durch Längsträger und Querträger gebildeten Seitenflächen eines Zeppelinsegments verspannt sind und der Struktur somit zusätzliche Steifigkeit in der Ebene geben.

Gut zu erkennen in Abbildung 3.6 ist der Anschluss der Längsträger durch eine separate Verschraubung von Obergurt und beiden Untergurten in angeschweißten Endflanschen. Diese Verbindung zwischen Längsträgerflansch und Knotenplatte ist relativ biegesteif und leitet, wie sich seit Inbetriebnahme des Zeppelins herausstellte, Sekundärbiegemomente in die einzelnen Gurte, die durch Biegespannungsspitzen die Betriebsfestigkeit stark herabsetzen können. Ein kritischer Punkt in der Herstellung ist dabei die Planheit des Anschlussflansches und der gegenüberliegenden Anschlussebene der Knotenplatte.

3.1.2 Kurzvorstellung der alternativen Haupttragstrukturbauweise

Im Hinblick auf die in Kapitel 1.2.2 erwähnten Ziele des Forschungsprojekts MOSL wurden verschiedene Verbesserungsvorschläge basierend auf der bestehenden Hauptstruktur des Zeppelins NT für eine Stretch-Version, welche ein vergrößertes Tragvolumen durch Einsetzen eines zusätzlichen Längsträgersegments Nr. 6b erhalten soll, herausgearbeitet und bewertet. In den folgenden Kapiteln soll zuerst eine kurze Konzeptvorstellung des resultierenden Vorschlags für eine alternative Haupttragstruktur erfolgen und danach die verschiedenen zum Zielvorschlag führenden Einzelarbeiten und deren Ergebnisse im Detail erläutert werden.

3.1.2.1 Reduktion des Herstellungsaufwands für die ALU-Längsträger durch Modularisierung

Wie bereits erwähnt wird die Kontur des Zeppelins maßgeblich durch die Krümmung der Längsträgerobergurte bestimmt. Abmessungen, Bauteile, Spannvorrichtungen und Herstellungsvorgang sind somit für jedes Längsträgersegment unterschiedlich und machen die Fertigung teuer und aufwändig.

Die Lösung für dieses Problem liegt in der Kombination von mehreren Ideen:

- Die unterschiedlich gekrümmten Längsträger werden durch einen einzigen geraden Typ ersetzt. Lediglich im vordersten und hintersten Zeppelinsegment wird aufgrund der starken Krümmung ein speziell gekrümmtes oder möglicherweise einfach ein „halbierter“ gerader Längsträger eingesetzt. Die Zeppelinkontur wird somit durch einen Polygonzug ersetzt, Winkel zwischen den Längsträgersegmenten werden durch winklige Anschlüssebenen in den Knotenplatten erzeugt. Somit müssen nur noch maximal 3 unterschiedliche Segmenttypen, jeweils ein Bug- und Heckträger sowie der standardisierte Träger für alle anderen Segmente, hergestellt werden.
- Die Länge des geraden Längsträgersegments und die notwendigen Winkel in den Knotenplatten werden durch manuelle Parametervariation bestimmt, so dass die verbleibenden Restabstände zwischen abschnittsweise gerader Kontur des Polygonzuges und Ausgangskontur minimiert werden.
- Die Ausgangskontur der Zeppelinhülle wird durch das Anbringen von Abstandshalterelementen auf den Obergurten wieder hergestellt.

3.1.2.2 Massenreduzierung durch CFK-Bauweise der Längsträger

Für die im neuen Konzept ungekrümmten Längsträgersegmente kann analog zu den Querträgern eine CFK-Bauweise eingesetzt werden. Know How und Fertigungseinrichtungen sind vorhanden, so dass lediglich eine ausreichende Dimensionierung der Querschnitte und Verbindungsstellen notwendig ist, wofür im Rahmen des Forschungsprojekts ein parametrisches Rechenmodell erzeugt wurde.

3.1.2.3 Modularisierung der Knotenplatten

Für die Knotenplatten, die mit dem oben beschriebenen Konzept nun die Aufgabe haben, einen Winkel zwischen zwei Längsträgersegmenten auszubilden, wurden zwei unterschiedliche Ansätze untersucht:

Zur einfacheren modularen Herstellung aller Knotenplatten wurden Konzepte mit variablem Winkel, die zwischen allen Segmenten eingebaut werden können, untersucht. Aus Massenrestriktionen wurde jedoch weiterhin untersucht, ein nicht variables, dafür massenoptimiertes Konzept, das durch minimale Modifikationen in der Herstellung an verschiedene Winkel adaptiert werden kann, zu finden.

3.1.2.4 Reduktion von Spannungsspitzen im Anschlussbereich von Längsträger und Knotenplatten

Durch den bisherig starren Anschluss der einzelnen ALU-Längsträgergurte an die Knotenplatten wurden im Betrieb hohe Biegespannungen erreicht, die die Lebensdauer der Längsträger maßgeblich beeinflussten. Für den Anschluss der Längsträger an die neu entworfenen Knotenplatten wurde ein gelenkiges Konzept vorgeschlagen, das Sekundärbiegespannungen nicht mehr zulässt. Dieses Konzept steht im vollen Einklang zum Neuentwurf der winkligen Knotenplatten, die sich für eine gelenkige Trägeranbindung bestens eignen.

3.1.3 Detailergebnisse der einzelnen Konzeptuntersuchungen

3.1.3.1 Reduktion des Herstellungsaufwands für die ALU-Längsträger durch Modularisierung

Ziel der ersten Überlegung war es, den Herstellungsaufwand des ALU-Längsträgers zu minimieren, indem die vielen unterschiedlich gekrümmten Trägersegmente durch ein modulares, abschnittsweise gerades Konzept mit maximal drei unterschiedlichen Trägertypen ersetzt werden.

3.1.3.1.1 Vorgehensweise

Die Hüllkontur der Stretch-Version des Zeppelins wurde durch eine mathematische Spline-Funktion mit den in Tabelle 3.1 gegebenen Stützpunkten dargestellt.

Tabelle 3.1: Stützpunkte der Zeppelin-Hüllkontur

Spant	0	1	2	3	4	5	6	
X-Koord.	5000	7500	11600	17000	22800	29300	36100	
Radius	0	3087,7	5036,6	6332,1	6798,8	7011,6	7083,4	
Spant	6b	7	8	9	10	11	12	13
X-Koord.	42600	49500	56400	63200	67800	72500	76200	77500
Radius	7083,4	6959,9	6497,1	5563	4585,4	3231,2	1214	0

Dieser Konturfunktion wurde ein Polygonzug eingepasst. Dies erfolgte, indem der Polygonzug parametrisch definiert wurde und die Parameter bestimmt wurden, so dass Geometrierestriktionen eingehalten wurden und gleichzeitig der maximale Abstand zwischen geradem Segment und Ursprungskontur minimiert wurde.

3.1.3.1.2 Restriktionen

Folgende Geometrierestriktionen wurden definiert:

- Gleiche Länge für alle Segmente (Ausgangswert 6m) mit Ausnahme des ersten und letzten Segments.
- Keine Durchdringung der vorgegebenen Kontur durch den Polygonzug.
- Symmetrischer Aufbau der winkligen Knotenplatten bezüglich ihrer Mittelebenen.
- Rechtwinkliger Anschluss der Längsträgersegmente an die Knotenplatten.
- Die Oberkante der Winkelhalbierenden des Knotens berührt die Zeppelinkontur in nur einem Punkt.
- Die Winkelhalbierende der Knotenplatte steht dabei i.A. **nicht** senkrecht zur Zeppelinkontur.

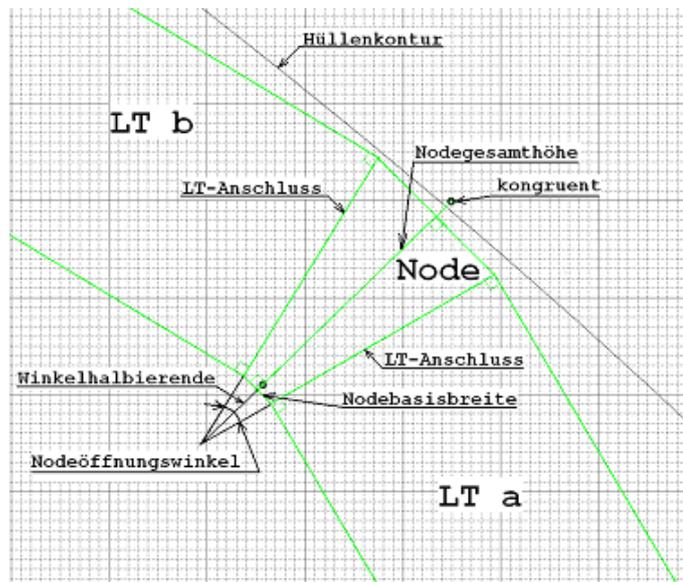


Abbildung 3.8: Schema des Polygonlängsträgeranschlusses an eine winklige Knotenplatte

3.1.3.1.3 Parameterbeschreibung

Die Geometrie der Längsträger und Knotenplatten lässt sich in diesem Fall durch die nachfolgend beschriebenen und in Abbildung 3.9 bis 3.11 dargestellten Parameter eindeutig definieren:

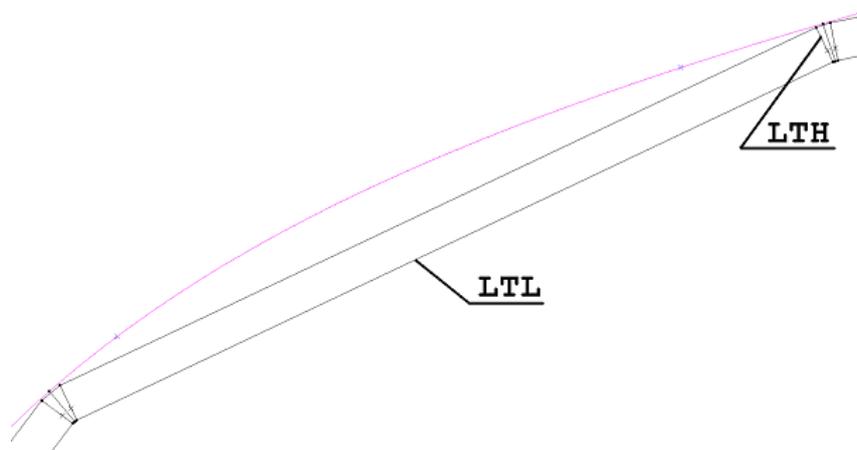


Abbildung 3.9: Definition: Längsträgerlänge LTL, Längsträgerhöhe LTH

Längsträgerlänge (LTL):

Für die Längsträgerlänge wurde als Startwert 6000mm gewählt, da dies in der Größenordnung der bestehenden Segmentlängen liegt. Große Änderungen sind hier nicht möglich, da die Gesamtlänge des Zeppelins fest vorgegeben ist und diese in 14 Segmente gleicher Trägerlänge geteilt wird.

Längsträgerhöhe (LTH):

Die Längsträgerhöhe ist die entscheidende Größe für den Anschluss zum Verbindungsknoten. Der Längsträger wird rechtwinklig an den Knoten angeschlossen, zusätzlich müssen Längsträgerhöhe und Seitenlänge des Verbindungsknoten gleich sein. Basierend auf der bisherigen Konstruktion wurde eine fixe Längsträgerhöhe von 282mm gewählt.

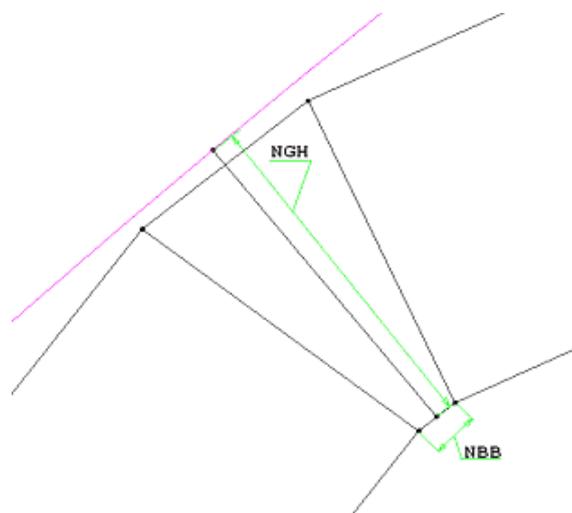


Abbildung 3.10: Definition: Knotenbasisbreite NBB, Knotengesamthöhe NGH

Knotenbasisbreite (NBB):

Diese Größe definiert die schmalste Stelle des Knotens und bestimmt somit den minimal möglichen Abstand zwischen zwei Längsträgern. Als Startwert für die Optimierung wurde $NBB = 40\text{mm}$ ausgewählt, da dies eine komfortable Einschraubtiefe für die Befestigung der Längsträger ermöglicht. Der Parameter NBB beeinflusst natürlich auch sehr stark die Dicke und damit die Masse eines Verbindungsknotens, weshalb er möglichst klein gewählt werden sollte.

Knotengesamthöhe (NGH):

Um den Längsträgerzug geometrisch zu bestimmen, ist es nötig, den Abstand der Mitte von der Nodebasisbreite bis zur Hülle zu definieren. Die NGH bestimmt nicht nur die Größe des Knotens, sondern auch noch den Abstand des Längsträgerzugs von der Hülle. Unterer Grenzwert für die NGH ist die Höhe, bei der die Ecken der Längsträger Kontakt mit der Hülle bekommen. Die Minimierung des Parameters NGH zu diesem Minimalwert ist gleichzeitig eines der Ziele der Optimierung.

Zur anschaulichen Beschreibung der Knotengeometrie wurden zusätzlich zwei abhängige Parameter, die sich aus den vorher genannten Parametern berechnen lassen, eingeführt:

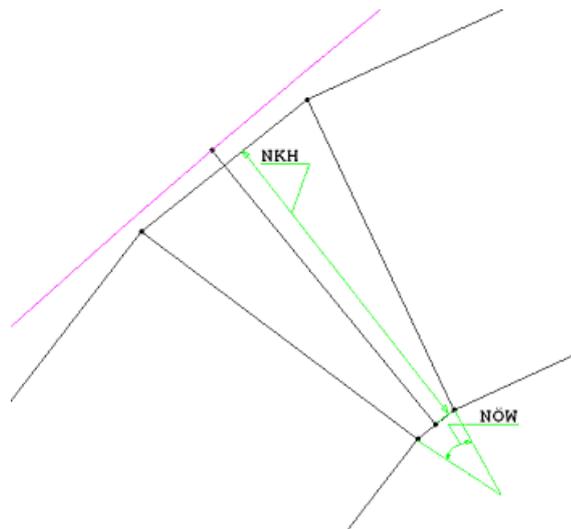


Abbildung 3.11: Definition: Knotenöffnungswinkel NÖW, Knotenkernhöhe NKH

Knotenöffnungswinkel (NÖW):

Dies ist der Winkel, den die beiden seitlichen Begrenzungen des Knotens zueinander haben. Anschaulich sind dies die beiden Grenzflächen zum Längsträgeranschluss. Über diesen Winkel erhält der Längsträgerzug seine Krümmung, da die Längsträger selbst ja gerade sind. Jeder Knoten besitzt einen unterschiedlichen Öffnungswinkel, da sich die Krümmung der Hüllenkantur ständig ändert.

Knotenkernehöhe (NKH):

Abhängig vom oben beschriebenen Nodeöffnungswinkel in Verbindung mit der Längsträgerhöhe, die zugleich die Länge der seitlichen Begrenzungsfläche ist, ergibt sich die Nodekernehöhe als das Designmaß für den eigentlichen Knoten.

3.1.3.1.4 Ziele

Die nachfolgend aufgeführten Ziele wurden in den durchgeführten Parametervariationen betrachtet:

- Minimierung der Nodegesamthöhe unter Berücksichtigung der geometrischen Restriktionen.
- Einhaltung der Gesamtlänge der Haupttragstruktur.
- Minimierung des verbleibenden Abstands zwischen Knoten, Polygonzug und der vorgegebenen Kontur.

3.1.3.1.5 Ergebnisse

Die nachfolgenden Ergebnisse wurden durch manuelle Parametervariation erzielt, da der Einsatz eines Optimierungsalgorithmus mit wesentlich mehr Aufwand verbunden wäre und eine minimale Verbesserung der Zielfunktion durch Ändern der x-ten Nachkommastelle der Eingangsparameter aus konstruktionstechnischer Sicht nicht sinnvoll erscheint. Stattdessen wurde neben der Erfüllung aller Restriktionen und Minimierung der Zielfunktion ebenfalls Wert auf „sinnvolle“ Endwerte der Eingangsparameter gelegt.

Polygonbeschreibung

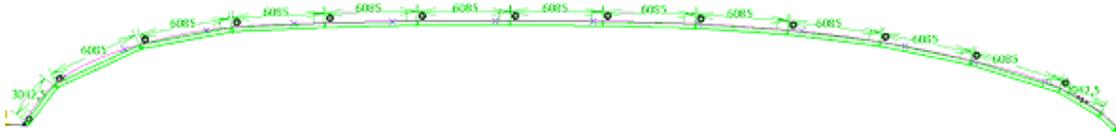


Abbildung 3.12: Modularisierte Bauweise: Hüllenpolygon, Gesamtansicht

Als Ergebnis der Parametervariation haben sich die folgenden Werte für die Designvariablen ergeben:

- Längsträgerlänge (LT2 bis LT11) LTL= 6085,0mm
- Längsträgerlänge (LT1 und LT12) LTL= 3042,5mm
- Längsträgerhöhe (LT1 bis LT12) LTH= 282,0mm
- Nodebasisbreite (N 0 bis N 13) NBB= 38,0mm
- Nodegesamthöhe (N 1 bis N 12) NGH= 290,0mm
- Nodegesamthöhe (N 0) NGH= 342,0mm
- Nodegesamthöhe (N 13) NGH= 435,7mm

Mit diesen Größen ergibt sich über den größten Teil des LT-Polygons eine homogene Struktur. Einzig am Bug und speziell am Heck müssen die Träger angepasst werden. Nachfolgend ist die gesamte Kontur des Zeppelins (in Pink) und der optimierte Polygonzug in 3 Teilen dargestellt:

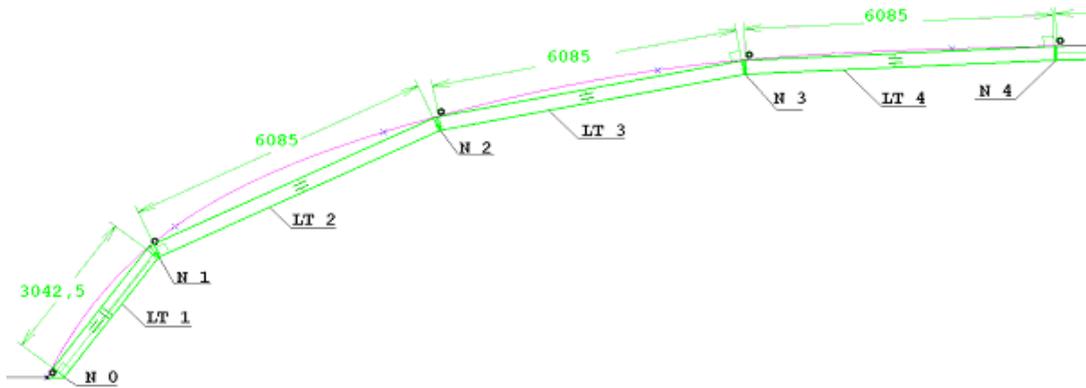


Abbildung 3.13: Modularisierte Bauweise: Hüllenpolygon, Detailansicht Bug

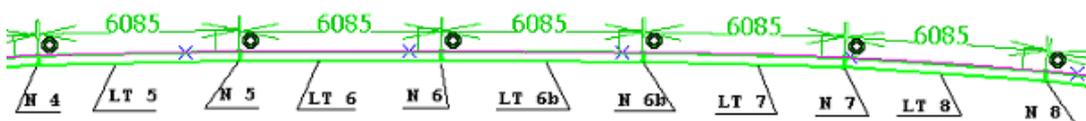


Abbildung 3.14: Modularisierte Bauweise: Hüllenpolygon, Detailansicht Mittelteil

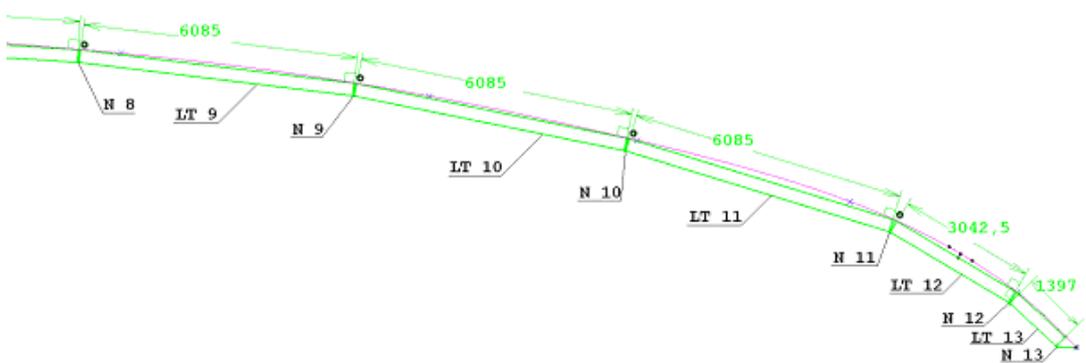


Abbildung 3.15: Modularisierte Bauweise: Hüllenpolygon, Detailansicht Heck

Anzumerken ist, dass der ehemals horizontal vorgesehene Ergänzungslängsträger LT 6b für die Stretchversion bei diesem Konzept nicht mehr horizontal liegt, da sich die Positionen der Spanten durch den Optimierungsprozess verschoben haben. Der in Abbildung 3.15 gezeigte letzte Längsträgerabschnitt LT13 dient nur dazu, die Gesamtlänge des Zeppelins konstant zu halten, in der realen Struktur befindet sich hier ein spezielles Endsegment, welches u.a. den Heckrotor aufnimmt und sich deshalb nicht für die angestrebte modulare Bauweise eignet.

Abstand zwischen Polygon und vorgegebener Kontur

Ein wesentliches Ziel des Polygonentwurfs war die Minimierung des Abstands zwischen Polygonzug und der aus aerodynamischen Gründen vorgegebenen Luftschiffkontur. Dies konnte im mittleren Bereich des Luftschiffs ohne große Probleme erreicht werden, so dass die maximalen zu überbrückenden Abstände zwischen 20 und 60mm betragen. Im Bug- und Heckbereich ergeben sich aufgrund der stärkeren Krümmung größere Abstände. Hier ist zu überlegen, die Kontur des Zeppelins dem Polygonzug anzupassen oder alternativ eine kleinere Länge für die Längsträgersegmente zu wählen. Eine Beschreibung der Konzeptideen für die notwendigen Abstandshalter, die Hülle und Struktur miteinander verbinden und die Kontur wiederherstellen sollen, befindet sich in Kapitel 3.1.3.1.6.

Tabelle 3.2: Abstand zwischen Polygon und vorgegebener Kontur

LT	1	2	3	4	5	6	
Max. Hebelarm [mm]	162,068	336,148	148,817	56,61	21,274	22,42	
LT	6b	7	8	9	10	11	12
Max. Hebelarm [mm]	6,254	38,305	42,555	64,378	59,19	151,94	101,695

NKH - Knotenkernhöhe

Die Knotenkernhöhen des optimierten Polygonlängsträgerzugs sind in Tabelle 3.3 abgebildet:

Tabelle 3.3: NKH - Knotenkernhöhe

Node	0	1	2	3	4
NKH [mm]	225,302	273,767	279,849	281,296	281,98
Node	5	6	6b	7	8
NKH [mm]	281,982	281,999	281,987	281,933	281,885
Node	9	10	11	12	13
NKH [mm]	281,781	281,655	279,991	280,405	192,06

NÖW - Knotenöffnungswinkel

Die Knotenöffnungswinkel des optimierten Polygonlängsträgerzugs sind in Tabelle 3.4 abgebildet. Gut zu erkennen ist, dass im Bug- und Heckbereich (Knoten 1,2,11 und 12) die zu überbrückenden Winkel überproportional zunehmen. Für die Knoten 0 und 13 sind aufgrund der Zusammenführung der 3 Längsträger Sonderkonstruktionen notwendig, so dass diese nicht weiter betrachtet werden sollen.

Tabelle 3.4: NÖW - Knotenöffnungswinkel

Node	0	1	2	3	4	5	6	
NÖW [°]	-	27,758	14,162	8,096	1,37	1,31	0,332	
Halber NÖW [°]	-	13,879	7,081	4,048	0,685	0,655	0,166	
Node	6b	7	8	9	10	11	12	13
NÖW [°]	1,09	2,504	3,276	4,514	5,666	13,684	12,194	-
Halber NÖW [°]	0,545	1,252	1,638	2,257	2,833	6,842	6,097	-

NNW - Knotenneigungswinkel

Aus der Geometrie der Knoten ergibt sich, dass die Knotenmittelebene gegenüber der YZ-Ebene senkrecht zur Luftschiff-Längsachse geneigt ist. Die Querspanten liegen ebenfalls in der Y-Z-Ebene, was bedeutet, dass die Kräfte aus den Querträgern aber unter diesem Winkel am Knoten angreifen. Je weiter die Querträgerkräfte außerhalb dieser Ebene am Knoten angreifen, desto unsymmetrischer wird die resultierende Belastung der beiden angreifenden Längsträger auf den jeweiligen Knoten.

Tabelle 3.5: NNW - Knotenneigungswinkel

Node	0	1	2	3	4	5	6	
NNW [°]	90	39,151	18,192	7,063	2,329	0,989	0,167	
Node	6b	7	8	9	10	11	12	13
NNW [°]	-0,543	-2,339	-5,229	-9,124	-14,214	-23,89	-36,83	-90

3.1.3.1.6 Abstandselemente zwischen Polygonzug und Hülle

Wie in Kapitel 3.1.3.1.5 gezeigt wurde, entstehen durch die Einführung des geraden Längsträgerpolygonzugs Differenzabstände zwischen Längsträgerobergurt und Sollkontur zwischen maximal 20mm und 65mm im schwach gekrümmten mittleren Bereich des Zeppelins und maximale Differenzabstände von 100mm bis maximal 337mm im stark gekrümmten Bug- und Heckbereich. Aus aerodynamischen Gesichtspunkten ist eine kontinuierliche Krümmung der Zeppelinkontur einem Polygonzug vorzuziehen, weshalb ein Konzept von Abstandshaltern entwickelt wurde, mit denen die ursprüngliche Kontur relativ einfach und mit einem Minimum an Massenzunahme wieder hergestellt werden kann.

Im stark gekrümmten Bug und Heckbereich ist sicherlich zu überlegen, die Länge der eingesetzten Trägersegmente zu verkleinern oder die Sollkontur abzuändern, um die zu überbrückenden Distanzen zu verkleinern - dies sind jedoch Detailarbeiten, die erst bei einer konkreten Planung und Auslegung der neuen Struktur mit den entsprechenden Fluglasten in Betrachtung gezogen werden sollten.

Im Folgenden sollen 2 unterschiedliche Konzepte vorgestellt werden, um die Obergurte der Längsträger mit der Zeppelinhülle zu verbinden und die Sollkontur herzustellen.

Gebogene Blechstreifen

In Bereichen kleiner Krümmung kann die Realisierung der konturbedingten Abstandshalter durch ein Aufbringen von gebogenen Blechstreifen durch Schweißen bzw. Punktschweißen erfolgen. Dabei lassen sich auch einfach verschiedene Höhen und Längen der Streifen realisieren. Die Kontur wird gebildet, indem entsprechend hohe Stützen an den Stellen, an denen die Hülle mit der Struktur verbunden wird, aufgebracht werden. Die Stufung ist dabei so gering, dass am Luftschiff keine Kanten bemerkt werden.

Die Massenzunahme durch diese Modifikation ist minimal, da die in der bestehenden Version an das Obergurtrohr angeschweißten seitlichen Flansche durch die gebogenen Blechstreifen ersetzt werden. Dieses Konzept eignet sich aufgrund der geringen Torsionssteifigkeit der gebogenen Blechstreifen sicherlich nicht für große Abstände, im mittleren Bereich des Zeppelins sollte deren Einsatz aufgrund des minimalen Versatzes jedoch keine Probleme bereiten.

Für eine Variante der Längsträger aus CFK (siehe Kapitel 3.1.2.2 und 3.1.3.2), in Analogie zu den Querträgern (siehe Kapitel 3.1.1.2), ist eine ähnliche Bauweise denkbar, indem der Anschluss für die konturgebenden Streifen, die in diesem Fall evtl. sogar auch aus dem leichteren CFK hergestellt werden können, in die Form der Klebemuffen integriert wird. Die Herstellung des Längsträgers wäre somit nach wie vor modular mit der Ausnahme, dass unterschiedlich hohe konturgebende Streifen für den jeweiligen Träger eingeklebt würden.

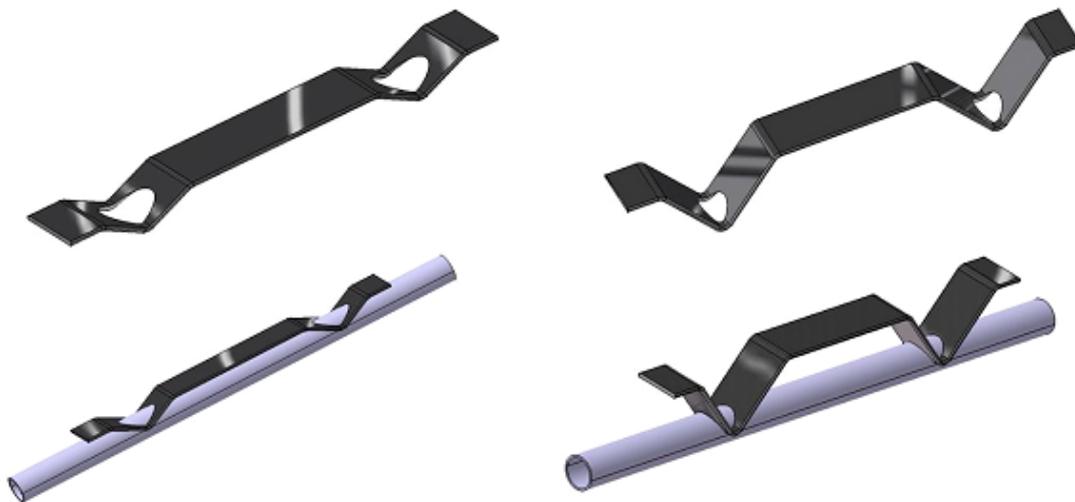


Abbildung 3.16: Abstandshalter verschiedener Höhen

Querstehende Abstandshalter

Eine weitere Möglichkeit ist, den Abstandhalter in die Hülle zu integrieren und eine lose Verbindung (beispielsweise durch Verspannungen) zwischen Abstandshalter und Deckgurt zu erzeugen. Dafür ist ein Abstandshalter (siehe Abbildung 3.17, Nr. 1) erforderlich, der eine Vertiefung zur Aufnahme des Deckgurtes hat, damit dieser ausreichend gegen Verschiebungen gesichert ist.

Dazu werden Bleche in der passenden Form gebogen oder CFK-Bauteile in der passenden Form laminiert. Durch die Lasteinleitung in den beiden unteren Längsträgerzügen entsteht zusätzlich ein Drehmoment auf den Abstandshalter, d.h. er muss sich im unteren Bereich stärker gegen die Hülle abstützen.

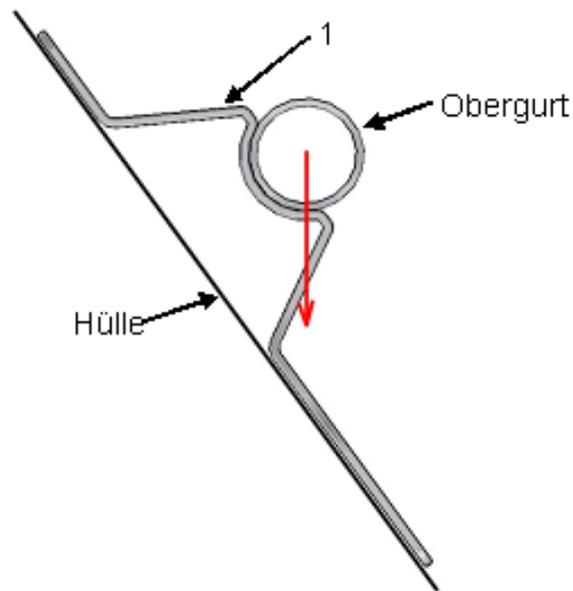


Abbildung 3.17: Drehmoment auf den Abstandshalter

Damit sich der Abstandshalter nicht zu stark in die Hülle drückt, und evtl. Beulen an der Außenseite entstehen, empfiehlt es sich, diesen im unteren Bereich keilförmig aufzuweiten.

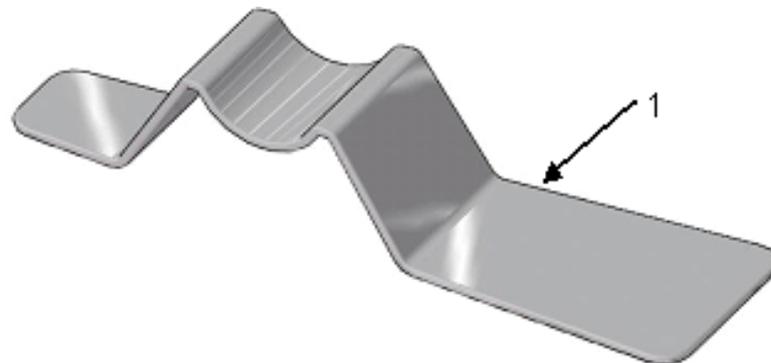


Abbildung 3.18: Keilförmiger Abstandshalter

Zur Anbringung an die Hülle bietet sich ein an die bestehende Strukturanbindung angelehntes Konzept an, indem die beidseitigen Laschen, die eine „Tasche“ für den Längsträgerobergurt bilden und über Kabelbinder miteinander verspannt sind, leicht modifiziert werden:

Das Hüllenteil für die Laschen wird dazu in der in den Abbildungen 3.19 bis 3.22, Nr. (2) gezeigten Form hergestellt. Dieses wird wie in der Ursprungskonstruktion auf die Hülle parallel zu den anzuschließenden Längsträgern durch thermische Schweißung so aufgebracht, dass die Seitenteile als Lasche nach oben geklappt werden können.

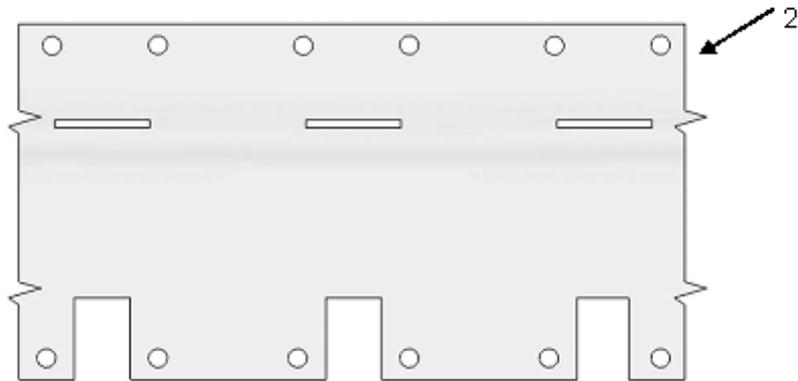


Abbildung 3.19: Ausschnitt des benötigten Hüllenteils

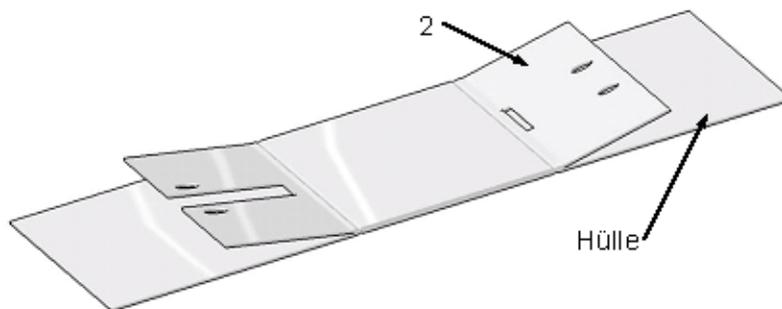


Abbildung 3.20: Auf die Hülle geschweißte Laschen

Bei der Montage wird der Abstandshalter durch das Loch auf der einen Laschenseite durchgesteckt. Durch anschließendes Hochklappen der Seitenteile und Verzurren des ganzen Systems mit einem ausreichend dimensionierten Kabelbinder entsteht eine feste Verbindung in einem definierten Abstand zwischen Hülle und Träger. Da die Montage bisher ebenfalls nach dem gleichen Prinzip erfolgt, fällt als zusätzlicher Punkt lediglich das Einstecken des Abstandshalters mit an, weshalb das Konzept sehr kostengünstig umzusetzen ist.

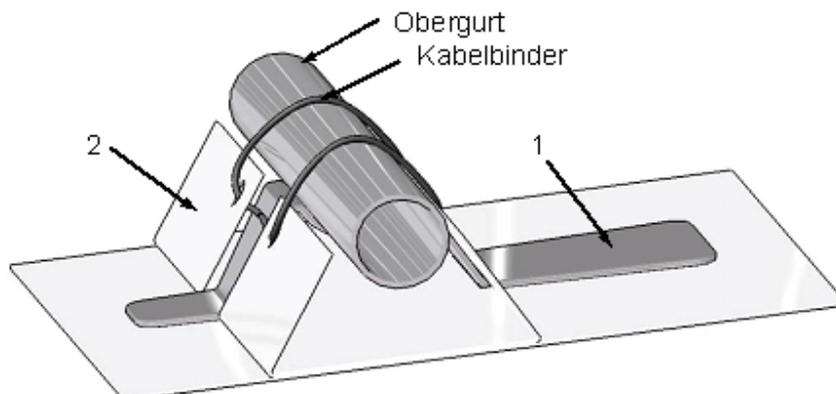


Abbildung 3.21: Kabelbinder zum Verzurren

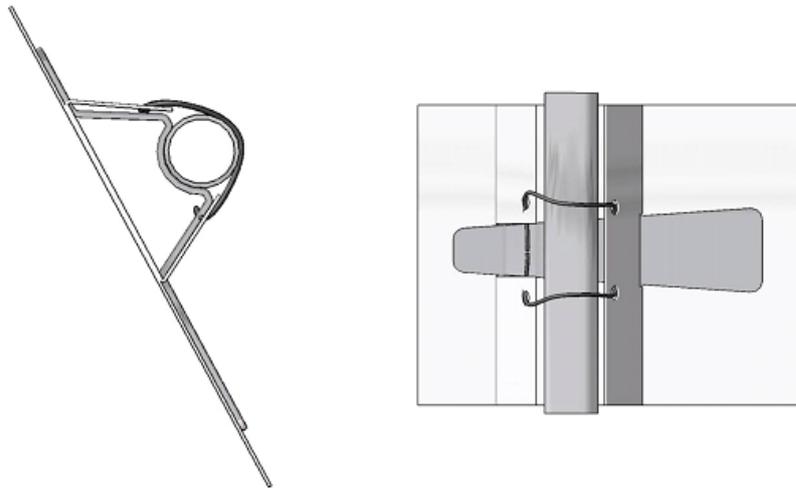


Abbildung 3.22: Verbindung zwischen Hülle und Träger

Wesentlicher Nachteil dieser Variante ist sicherlich die nur punktförmige Verbindung zwischen Längsträger und Hülle, jedoch sind auch Kombinationen der beiden in Kapitel 3.1.3.1.6 vorgestellten Varianten denkbar. Bei einem Neuentwurf sollte natürlich eine Anpassung der Hüllenkantur an die ebenfalls zu optimierende innere Tragstruktur gleichzeitig einhergehen um von vorneherein die Abstände zwischen Längsträger und Hülle zu minimieren.

3.1.3.2 Massenreduzierung durch CFK-Bauweise der Längsträger

Wie bereits in Kapitel 3.1.2.2 erwähnt, können die Aluminium-Längsträgersegmente durch wesentlich leichtere CFK-Segmente ersetzt werden, da die gekrümmten Bauteile entfallen und somit die Herstellung mit Klebemuffen analog den Querträgern erfolgen kann. Dies hat eine erhebliche Massenreduktion zur Folge. Zur quantitativen Berechnung von Querschnitten und Massen wäre eine komplette Neuberechnung der Hauptstruktur mit allen Fluglasten und dazugehörige Material- und Bauteiltests erforderlich, was im Rahmen des Projekts nicht durchgeführt wurde und zu den forschungstechnischen Zielen des Projekts keinen Beitrag leisten würde. Es wurde, wie in Kapitel 3.2 beschrieben, jedoch ein parametrisches Gesamtmodell der Zeppelinstruktur aufgestellt, welches nach Eingabe realer Lasten aus aerodynamischen Simulationen für Parametervariationen und Optimierungen verwendet werden kann.

3.1.3.3 Modularisierung der Knotenplatten

Aus den in Kapitel 3.1.3.1 dargestellten Konzeptüberlegungen ergibt sich eine neue Anforderung an die Knotenplatten, nämlich dass diese einen Winkel zwischen jeweils zwei geraden Längsträgersegmenten bilden müssen. Ausgehend von den zwei unterschiedlichen Grundgedanken der Modularität und der Massenreduktion der Knotenplatten wurden unterschiedliche Knotenplattenkonzepte entworfen, die in den nächsten Abschnitten erläutert werden sollen.

3.1.3.3.1 Modulare Knotenplattenkonzepte

Scharnierkonzept

Für dieses Konzept wird zur Herstellung eines variablen Winkels zwischen den beiden Anschlusssebenen der Längsträger ein Scharnier eingesetzt. Durch Anordnung verschiedener Bohrungen in den Einzelteilen konnten dabei 8 unterschiedliche Winkeleinstellungen zwischen 0 und 7° erreicht werden. Ausgehend von den ungebohrten Ausgangsteilen ist es sogar möglich, beliebig variable Winkel, die aus der Tragwerksoptimierung hervorgehen, durch unterschiedliche Bohrlochpositionen herzustellen.

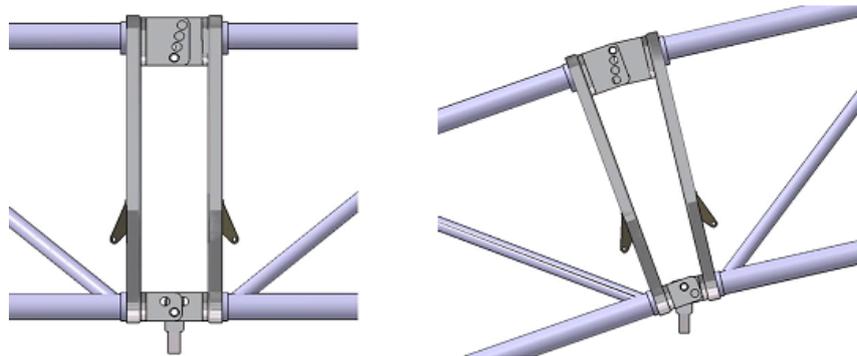


Abbildung 3.23: Scharnierknotenplatte in min/max Winkelstellung

Nachteilig ist, dass die Anschlüsse der Längsträgergurte nach wie vor absolut plan auf den beiden Platten anliegen müssen, was hohe Fertigungsgenauigkeiten erfordert. Aus Gewichtsgründen ist es ebenfalls von Nachteil, dass in beiden Trägeranschlussebenen eine relativ voluminöse Platte angeordnet ist, anstatt nur eine mittige Platte zu benutzen.

Keilscheibenkonzept

Für dieses Konzept wurden Knotenplatten bestehend aus 3 keilförmigen Kreisringen untersucht, wie in Abbildung 3.24 zu sehen ist.

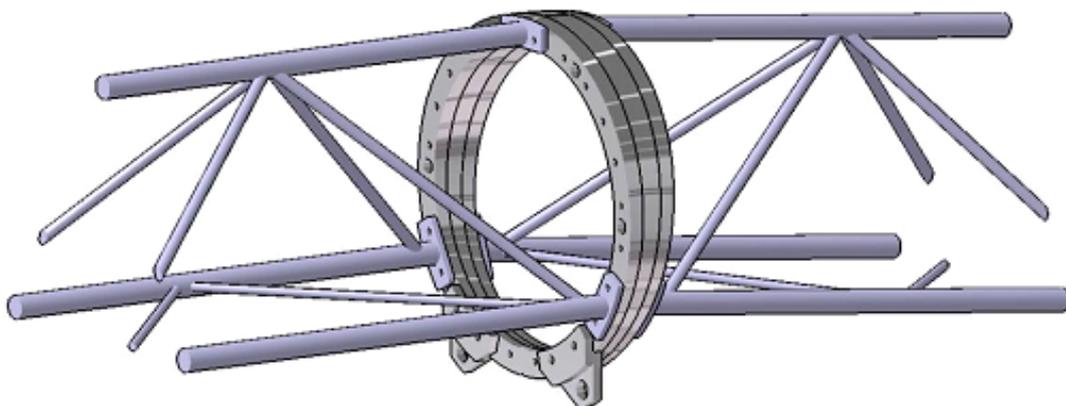


Abbildung 3.24: Knotenplatte aus Keilscheiben

Durch gegenseitiges Verdrehen der keilförmigen Ringe können bis zu 7 verschiedene Winkel (beispielsweise zwischen 0° und 6°) erreicht werden, für größere Keilwinkel sind ebenfalls größere Knotenöffnungswinkel möglich. Der Anschluss der Längsträger erfolgt wie in der vorigen Variante über anzuschraubende Flansche, die plan aufliegen müssen. Für die Querträger und Seile müssen entsprechende Adapter (wie zum Beispiel in Abbildung 3.25 zu sehen) an die Keilscheiben angeschraubt werden, was aus Platzgründen zu unmöglichen Konstellationen führen kann.



Abbildung 3.25: Anchlusselement für die Querträger

3.1.3.3.2 Massenoptimiertes Knotenplattenkonzept

Aufgrund der relativ hohen Massen der modularen Knotenplatten wurde entschieden, weitere nicht variable Konzepte zu untersuchen, die trotzdem mit relativ wenig Aufwand an vorgegebene Knotenöffnungswinkel angepasst werden können. Dadurch wurde der Gedanke der Modularität etwas in den Hintergrund gerückt und die wesentlich wichtigere Forderung nach Massenreduktion wurde bestimmend für das Design der Knotenplatte.

Ausgehend von verschiedenen Basisdesigns wurde dabei versucht, ein möglichst optimales Konzept zur Kräfteinleitung und Kraftübertragung zu finden, welches sich gleichzeitig bezüglich Masse und Steifigkeit optimal verhält.

Ergebnis der Betrachtungen ist das in Abbildung 3.26 dargestellte Modell einer Knotenplatte.

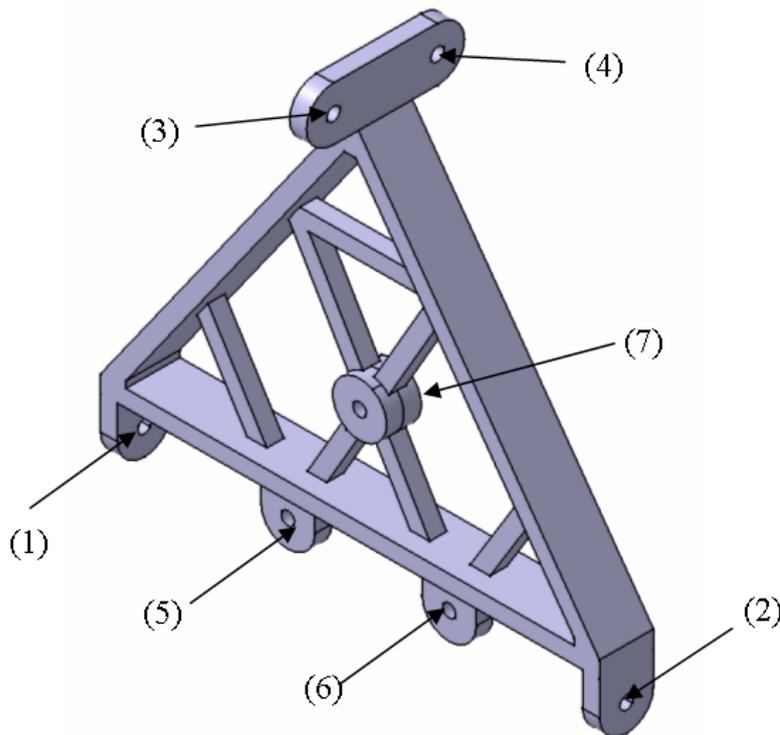


Abbildung 3.26: Massenoptimiertes Knotenplattendesign

Der Knotenöffnungswinkel wird gebildet, indem der Anschluss der Untergurte (1) und (2) beider angreifender Segmente in einem gemeinsamen Punkt erfolgt, die Anschlusspunkte beider Obergurte (3) und (4) dagegen um eine Distanz versetzt sind, sich somit ein Winkel zwischen den Anschlussebenen ergibt. Die Querträger werden in den Punkten (5) und (6) angeschlossen, eine zentrische Anschlussmöglichkeit für die angreifende Seile wurde im Punkt 7 vorgesehen. Zu sehen ist, dass der Anschluss der Längsträger nicht mehr über Flansche erfolgt, sondern eine gelenkige Anschlussmöglichkeit bietet, was Sekundärbiegespannungen in den angreifenden Gurten verhindert. Der gelenkige Anschluss kann für die CFK-Variante durch auf die Gurte aufzuklebende Anschlusskappen (siehe Bild 3.27) erzeugt werden.

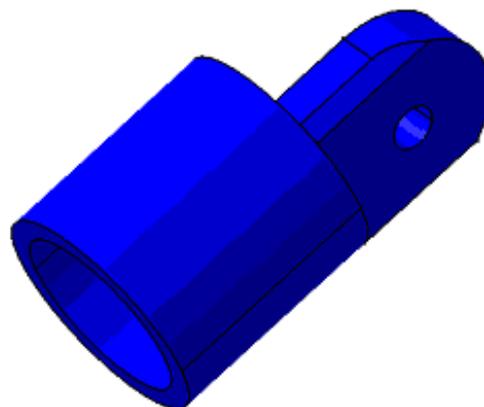


Abbildung 3.27: Anschlusskappe

Eine Verbindung im Zusammenbau ist in Abbildung 3.28 dargestellt:

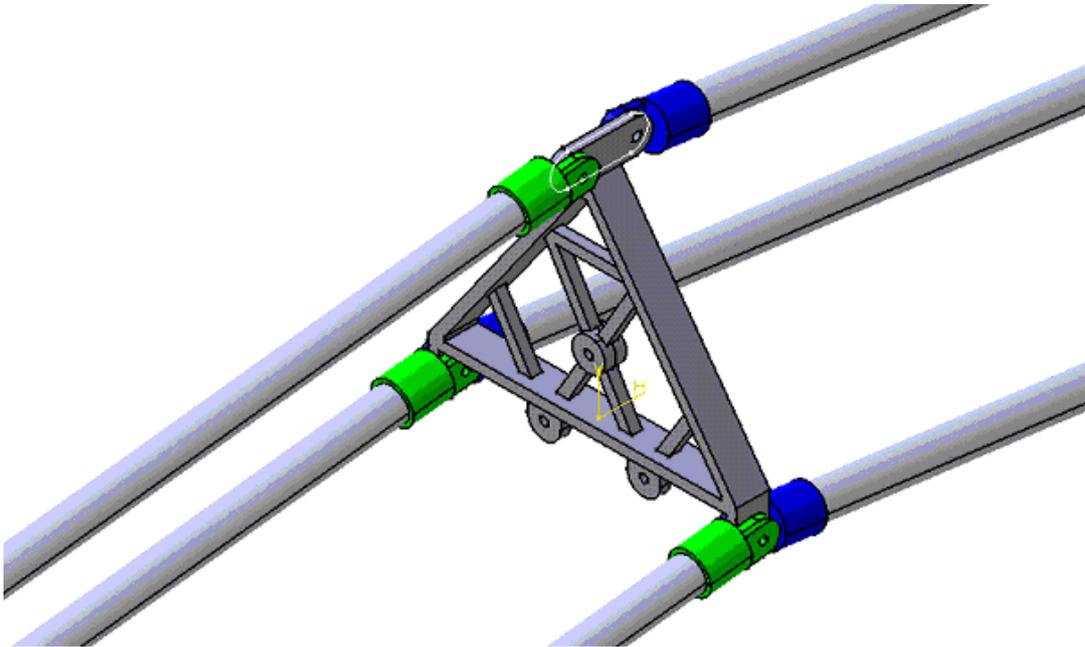


Abbildung 3.28: Massenoptimiertes Knotenplattendesign: Zusammenbau

Nach Ermittlung der auftretenden Fluglastfälle kann dieser Knotentyp, wie später im Kapitel 3.3 gezeigt wird, aufgrund seiner einfachen Struktur leicht durch wenige Parameter definiert und durch Einsatz von an die FE-Berechnung gekoppelten Optimierungsalgorithmen in seiner Masse minimiert werden.

3.1.3.4 Reduktion von Spannungsspitzen im Anschlussbereich von Längsträger und Knotenplatten

Der Anschluss der Längsträger an die Knotenplatten wurde über einen Flansch durch einen gelenkigen Anschluss ersetzt. Sekundärbiegespannungen aus Einspannmomenten werden somit unterdrückt. Gleichzeitig können die Fertigungsgenauigkeiten durch diese Art von Anschluss reduziert werden, da die Forderung nach exakter Planheit zwischen Anschlussflansch und Knotenplattenflansch entfällt.

3.2 AP 2200: Rechenmodelle, Parameteruntersuchungen, Optimierung

Basierend auf der zuvor in Kapitel 3.1.2.1 vorgestellten modularen Längsträgerbauweise (Gesamtträger besteht aus 13 Segmenten in drei verschiedenen Längen und 12 Verbindungsknoten) wurde zunächst die Längsträgergeometrie parametrisch in CATIA V5 erstellt (mittels Visual Basic Skript Schnittstelle).

Um nach der Geometrierstellung eine Finite Elemente Simulation durchführen zu können wurde das Gesamtmodell mittels IGES-Schnittstelle nach ANSYS exportiert.

Diese Vorgehensweise hat den Vorteil, dass nur sehr wenig Script-Code ausreicht, um den gesamten Träger des Luftschiffs parametrisch zu erzeugen, bevor dieser in ANSYS berechnet wird. Eine entsprechende Geometriemodellierung in ANSYS wäre deutlich aufwendiger.

Zur globalen Variablen- und Prozesssteuerung wurde MATLAB verwendet, um nach erfolgter Modellierung das Modell in den am Lehrstuhl vorhandenen genetischen Optimierungsalgorithmus GAME einbinden zu können (in MATLAB programmiert).

Das folgende Organigramm zeigt den Ablauf der MATLAB- Steuerung:

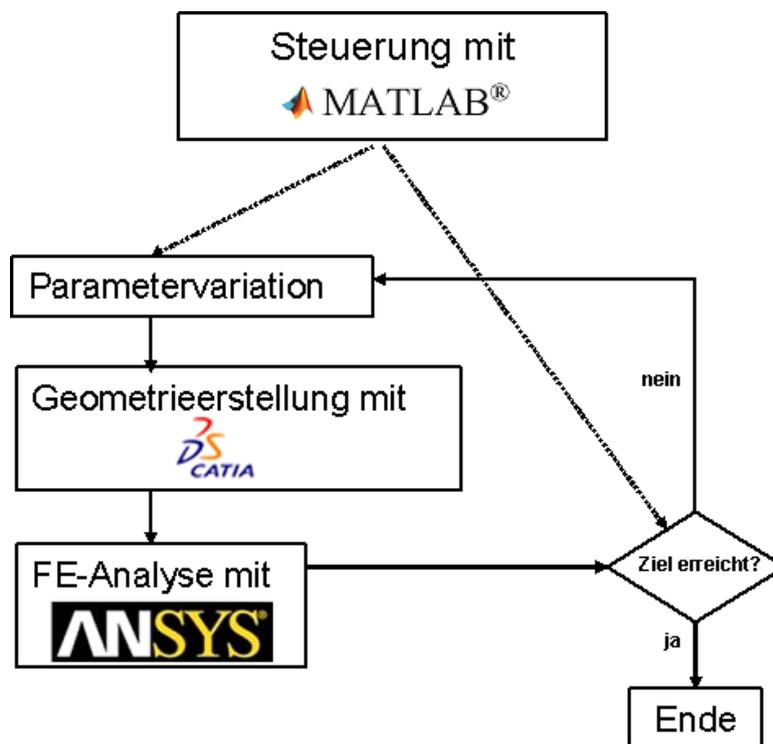


Abbildung 3.29: Organigramm der Modellsteuerung

3.2.1 Geometrierstellung/ Modellierung

Zur Geometrierstellung des gesamten modularisierten Längsträgers wurden zunächst ein parametrisches Trägersegmentmodell (Abbildung 3.30) und ein parametrisches Knotenplatten-

modell (Abbildung 3.31)(jeweils Balkenmodelle) erstellt, anschließend die benötigten Trägersegmente und Knotenplatten abgeleitet und abschließend zusammengebaut:

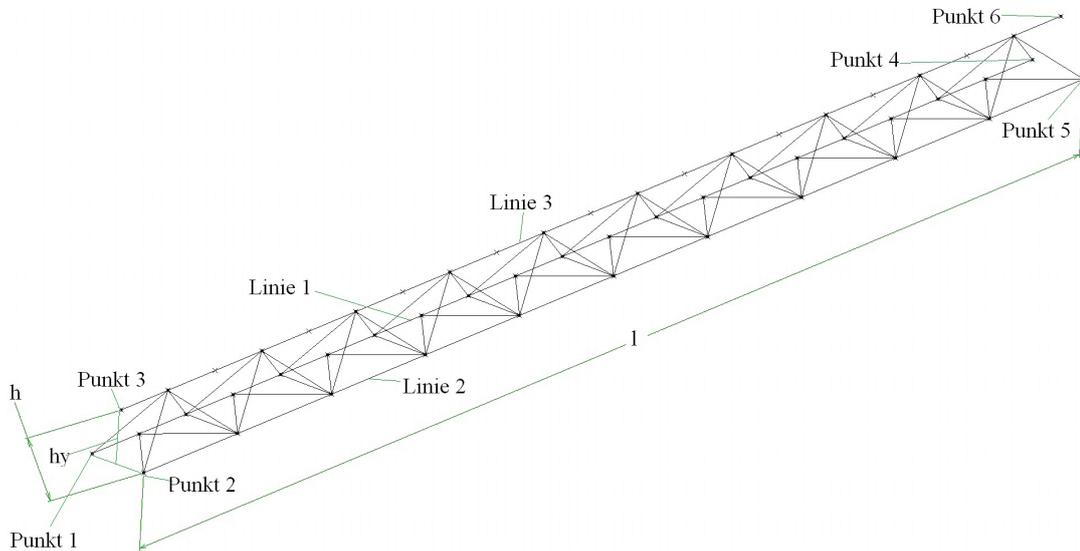


Abbildung 3.30: Modulare Bauweise: Balkenmodell Längsträgersegment

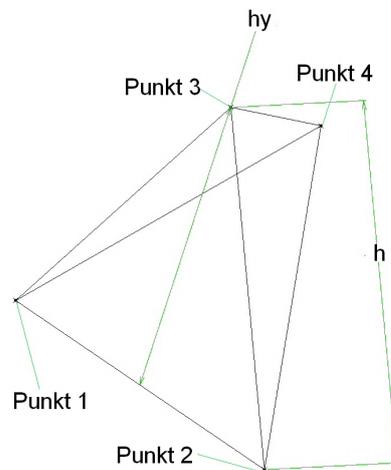


Abbildung 3.31: Modulare Bauweise: Balkenmodell Knotenplatte

Nach der Erstellung der beiden parametrischen Modelle, wurden aus dem parametrischen Trägermodell drei unterschiedlich lange Träger erzeugt (Geometrie aus Optimierung, Kapitel 3.1.3.1.5):

- Träger 1 (Segmente LT1 und LT12): 3042,5mm Länge
- Träger 2 (Segmente LT2 bis LT11): 6085,0mm Länge
- Träger 3 (Segment LT13): 1397,0mm Länge

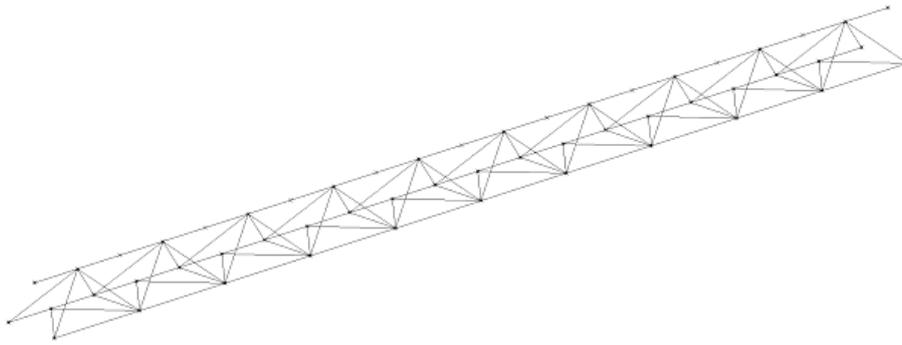


Abbildung 3.32: Modulare Bauweise: Balkenmodell lange Längsträgersegmente (LT2 bis LT11)

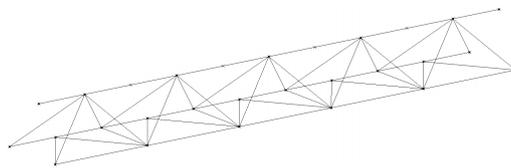


Abbildung 3.33: Modulare Bauweise: Balkenmodell mittlere Längsträgersegmente (LT1 und LT12)

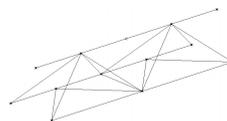


Abbildung 3.34: Modulare Bauweise: Balkenmodell kurzes Längsträgersegment (LT13)

Aus dem parametrischen Knotenplattenmodell wurden 12 Knotenplatten mit unterschiedlichen Knotenöffnungswinkeln (aus Optimierung, Kapitel 3.1.3.1.5, bzw. Tabelle 3.4) erzeugt:

- Knoten 1 (zwischen Trägersegment 1 und 2): 27,758° Knotenöffnungswinkel
- Knoten 2 (zwischen Trägersegment 2 und 3): 14,162° Knotenöffnungswinkel
- Knoten 3 (zwischen Trägersegment 3 und 4): 8,096° Knotenöffnungswinkel
- Knoten 4 (zwischen Trägersegment 4 und 5): 1,370° Knotenöffnungswinkel
- Knoten 5 (zwischen Trägersegment 5 und 6): 1,310° Knotenöffnungswinkel
- Knoten 6 (zwischen Trägersegment 6 und 6b): 0,332° Knotenöffnungswinkel
- Knoten 6b (zwischen Trägersegment 6b und 7): 1,090° Knotenöffnungswinkel
- Knoten 7 (zwischen Trägersegment 7 und 8): 2,504° Knotenöffnungswinkel
- Knoten 8 (zwischen Trägersegment 8 und 9): 3,276° Knotenöffnungswinkel
- Knoten 9 (zwischen Trägersegment 9 und 10): 4,514° Knotenöffnungswinkel
- Knoten 10 (zwischen Trägersegment 10 und 11): 5,666° Knotenöffnungswinkel
- Knoten 11 (zwischen Trägersegment 11 und 12): 13,684° Knotenöffnungswinkel
- Knoten 12 (zwischen Trägersegment 12 und 13): 12,194° Knotenöffnungswinkel

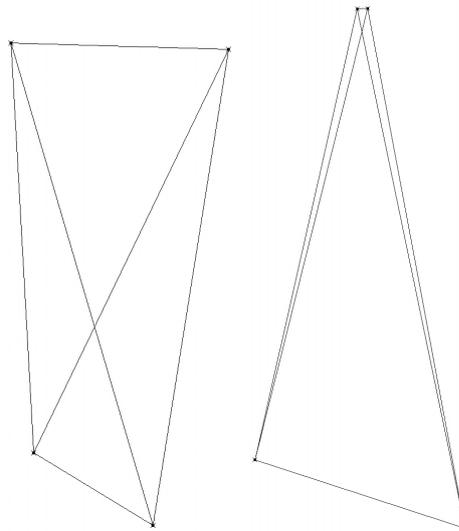


Abbildung 3.35: Modulare Bauweise: Balkenmodell Knotenplatten (links: N1; rechts: N5)

Die Knoten N0 und N13 wurden nicht modelliert, da an diesen Stellen die drei Längsträger zusammengeführt werden und somit eine Kompliziertere Knoten-/ Domstruktur erstellt werden muss.

Um den Gesamtträger zu erzeugen wurden die zuvor erzeugten Träger und Knotenplatten mittels Kongruenzbedingungen in einer Produktstruktur zusammengefügt (jeweils 3 Punkt auf Punkt Verbindungen von Träger auf Knotenplatte):

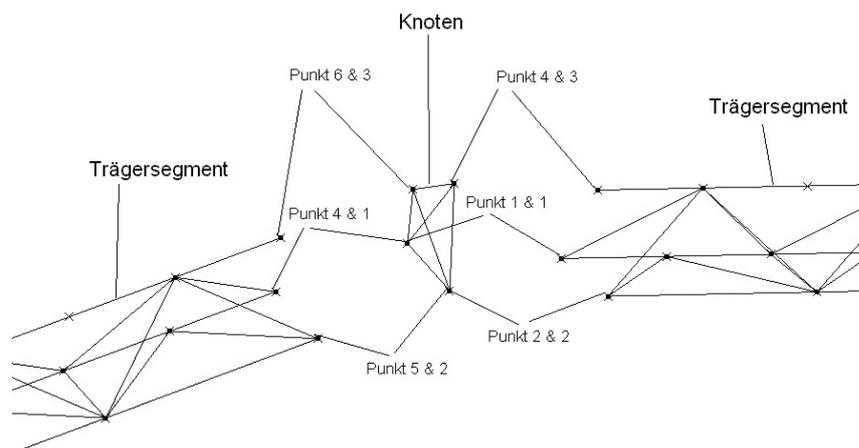


Abbildung 3.36: Modulare Bauweise: Balkenmodell Zusammenbau

Alle Trägersegmente LT1 bis LT13 verbunden über die Knotenplatten N1 bis N12 ergeben das Gesamtmodell:



Abbildung 3.37: Modulare Bauweise: Gesamtbalkenmodell des Längsträgers

3.2.2 Finite Elemente Simulation

Das zuvor erzeugte Geometriemodell wurde mittels IGES-Schnittstelle aus CATIA exportiert, bzw. nach ANSYS importiert.

Aufgrund von Modellinkompatibilität konnten die bei ZLT [7] vorhanden Lastfälle der aktuellen, nicht modularen Bauweise nicht auf das modulare Modell aufgebracht werden (durch die Modularität haben sich die Knotenplatten bezüglich der Zeppeleinlängsachse verschoben; somit können die geometriebezogenen Lasten (ZLT) nicht verwendet werden; zur Neuermittlung der Lastfälle hätte ein komplexes Umströmungsmodell des Gesamtsystems erstellt werden müssen, was den Rahmen dieser Vorkonzeptstudie deutlich gesprengt hätte). Daher wurde versucht mit sinnvollen Annahmen Lastfälle zu generieren (Gravitationslast, Zuglasten der Hüllenmembran auf den Längsträger). Dabei wurde der Längsträger an den Knotenplatten als gelagert betrachtet (Querträgerversteifung):

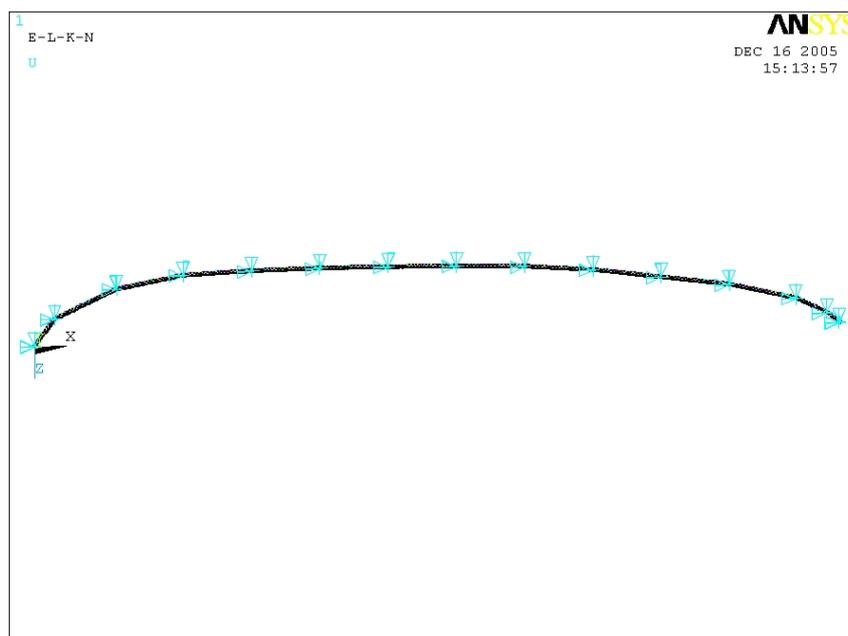


Abbildung 3.38: Modulare Bauweise: Lagerung Gesamtbalkenmodell des Längsträgers

Mit diesen Annahmen erhält man folgende geringe Verformungen (maximal ca. 5mm):

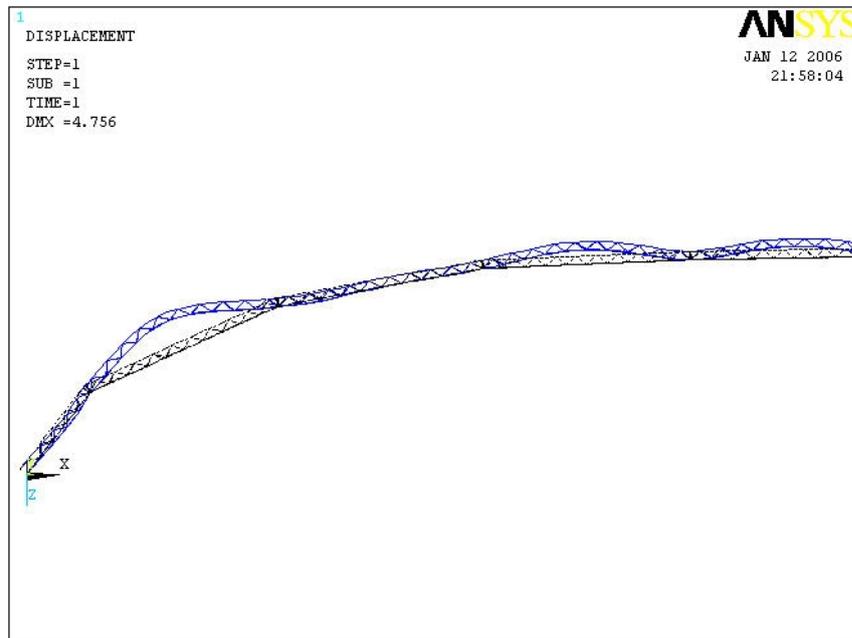


Abbildung 3.39: Modulare Bauweise: Verformungen Gesamtbalkenmodell des Längsträgers

Da die Ergebnisse mit der aktuellen Bauweise auf Grund der fehlenden Lastfälle nicht vergleichbar sind, wurde die Modellierung an dieser Stelle abgebrochen.

Für den Fall der Übernahme des modularen Konzepts durch ZLT ist zu empfehlen, dass diese Art der Modellierung auch insbesondere im Hinblick auf skalierte Luftschiffe übernommen und verfeinert wird.

3.2.3 Optimierung

Eine Optimierung wurde nicht durchgeführt, da nicht alle maßgeblichen Lastfälle vorlagen. Bei zukünftigen Neu-/ Weiterentwicklungen des Zeppelin NT kann dieses Konzept jedoch direkt verwendet und daraufhin die aerodynamischen Lasten erzeugt werden.

3.3 AP 2300: Verbindungselemente

3.3.1 Einleitung

Wie in Kapitel 3.1.3.3 gezeigt wurde, wurden unterschiedliche neue Knotenplatten entworfen, die der Forderung nach höherer Modularität bei niedriger Masse unterliegen.

Im folgenden Kapitel soll beispielhaft für die in Kapitel 3.1.3.3.2 vorgestellte Knotenplatte eine Strukturoptimierung in ihren einzelnen Schritten und deren Ergebnisse vorgestellt werden.

3.3.2 Parametrisches Modell

Da das modulare Knotenplattenkonzept aus Massegründen bereits ausgeschlossen wurde, wurden nur die Knotenplatten mit gelenkigem Trägeranschluss weiterbetrachtet.

Abbildung 3.40 zeigt das parametrische Knotenplatten Volumen-CAD-Modell und das in Kapitel 3.2.1 verwendete Balkenmodell der Knotenplatte. Dieses Modell wurde in CATIA V5 erzeugt und parametrisiert.

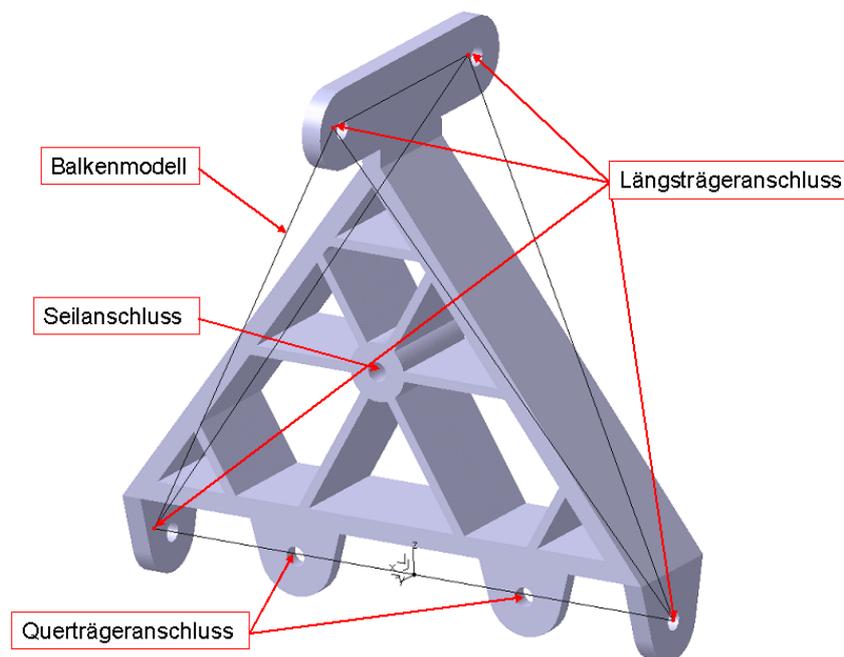


Abbildung 3.40: CAD-Modell einer gelenkig an die Längsträger angeschlossene Knotenplatte

Das Modell wurde mit elf Parametern parametrisiert:

- Knotenöffnungswinkel
- Längsträgerhöhe
- Längsträgerbreite

- Anschlussbohrungsdurchmesser
- Wandstärke der oberen Längsträgeranschlüsse
- Wandstärke der unteren Längsträgeranschlüsse
- Wandstärke der Querträgeranschlüsse
- Wandstärke des Seilanschlusses
- Wandstärke des äußeren Dreiecks
- Wandstärke des inneren Versteifungssterns
- Wandstärke der sonstigen Versteifungen

Bei dem Parameter „Knotenöffnungswinkel“ handelt es sich um den Parameter, der für die Erzeugung der unterschiedlichen Knotenplatten (siehe Tabelle 3.4) benötigt wird. Die Parameter „Längsträgerbreite“ und „Längsträgerhöhe“ ($= \text{Längsträgerbreite} \cdot \sin(60^\circ)$) sind abhängig von der jeweiligen Längsträgergeometrie und somit im Fall der Modularen Bauweise für jede Knotenplatte gleich.

Bei den Parametern 4 bis 11 („Anschlussbohrungsdurchmesser“ und „Wandstärken“) handelt es sich um Designvariablen, die in der Anschließend betrachteten Strukturoptimierung variiert werden, um einen Knoten mit minimaler Masse zu finden.

Um die Parameter zu ändern und das somit erzeugte CATPart abzuspeichern, wurde die CATIA V5 Visual Basic Skript Schnittstelle verwendet. Somit war es möglich global mit MATLAB die Parameter einzustellen, das jeweilige CATPart zu erzeugen, anschließend mittels CATIA \Rightarrow ANSYS Direktschnittstelle die Geometrie nach ANSYS zu importieren, Lastfälle aufzubringen und somit Verformungen und Spannungen zu berechnen.

Die für dieses parametrisierte Modell zu Grunde liegenden Lasten (statisch) wurden aus von ZLT erhaltenen Längsträger, Querträger und Seillasten erzeugt (19 Lastfälle). Weiterhin wurde die erste Eigenfrequenz der Knotenplatte für verschiedene Lagerungen betrachtet.

Das hier vorgestellte Knotenplattenkonzept wurde als integral gefrästes Bauteil konzipiert. Es ist jedoch auch denkbar, dass der obere Längsträgeranschluss angeschweißt, bzw. angeschraubt wird. Somit könnte auch die Knotenplatte modular aufgebaut sein:

- Für alle Knotenplatten gleiches Unterteil (Sternversteiftes Dreieck mit Seilanschluss, Querträgeranschlüssen und unteren Längsträgeranschlüssen)
- Unterschiedliche Oberteile (oberer Längsträgeranschluss)

3.3.3 Optimierung

Das zuvor beschriebene parametrische Modell konnte auf einfache Weise an den am Lehrstuhl vorhandenen genetischen Optimierungsalgorithmus GAME gekoppelt werden und somit eine Optimierung der Gesamtmasse durch Variation der Wandstärken und des Anschlussbohrungsdurchmesser mit Spannungsrestriktionen (max. von Mises Spannung der Aluminium Legierung vorgegeben) durchgeführt werden.

Diese Optimierung wurde beispielhaft für den Knoten N1 mit Knotenöffnungswinkel $27,758^\circ$ (siehe Tabelle 3.4) durchgeführt. Als optimales Ergebnis ergab sich ein Knoten mit folgenden Parametern:

Tabelle 3.6: Optimierte Parameter für Knotenplatte N1

Parameter	Wert
Knotenöffnungswinkel	$27,758^\circ$
Längsträgerhöhe	249,8mm
Längsträgerbreite	288,5mm
Anschlussbohrungsdurchmesser	10,0mm
Wandstärke der oberen Längsträgeranschlüsse	16,4mm
Wandstärke der unteren Längsträgeranschlüsse	10,0mm
Wandstärke der Querträgeranschlüsse	10,7mm
Wandstärke des Seilanschlusses	16,6mm
Wandstärke des äußeren Dreiecks	7,8mm
Wandstärke des inneren Versteifungssterns	13,0mm
Wandstärke der sonstigen Versteifungen	12,3mm

Damit ergibt sich folgendes Knotenplattendesign:

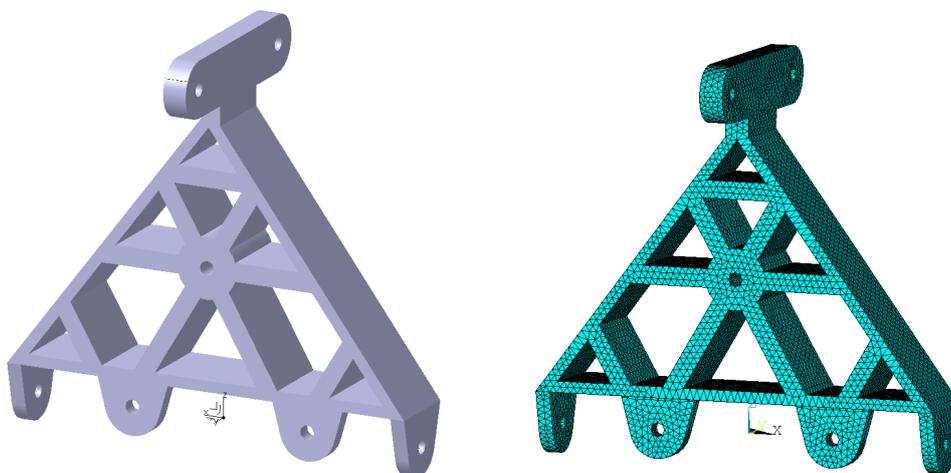


Abbildung 3.41: Optimiertes Modell für Knotenplatte N1; links: CAD-Modell, rechts: FE-Modell

Für dieses Knotenplattendesign wurde eine minimale Gesamtmasse von 2,47kg (Aluminiumbauteil) berechnet.

Beispielhaft sind in den nachfolgenden Abbildungen 3.42 und 3.43 die Gesamtverformungen und die von Mises Spannungen für einen Lastfall geplottet:

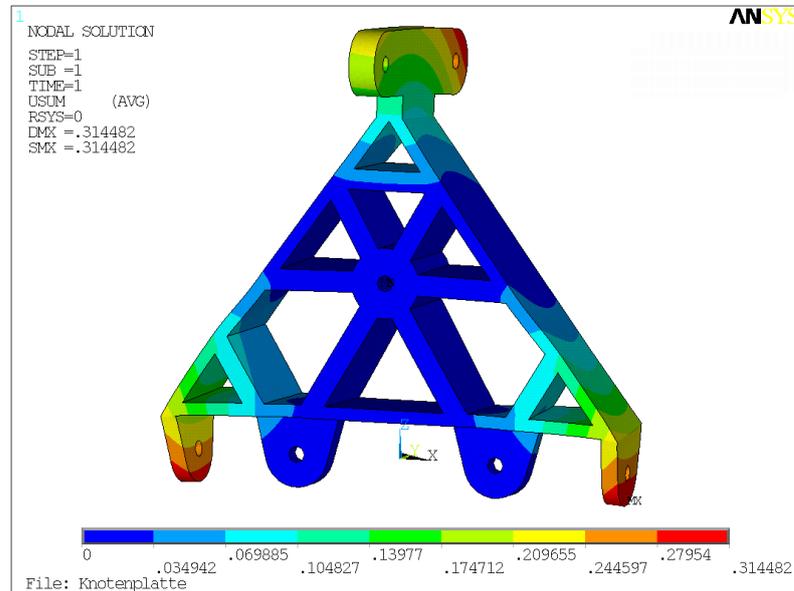


Abbildung 3.42: Finite Elemente Simulation: Gesamtverformungen

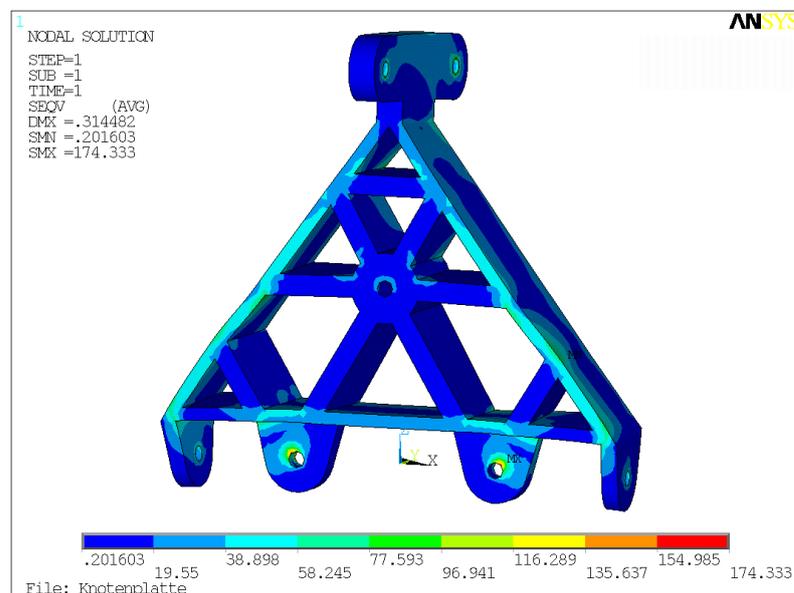


Abbildung 3.43: Optimiertes CAD-Modell für Knotenplatte N1

Die erste Eigenfrequenz des Knotenplattendesigns liegt bei 51,72Hz, bzw. 34,34Hz, bzw. 35,25Hz, bzw. 49,57Hz (je nach Lagerung).

3.4 AP 2400: Reperaturverfahren

Die hier betrachteten Reparaturverfahren beziehen sich auf die CFK-Rohre, die zur Herstellung der Querträger verwendet werden und zur Verwendung bei den Längsträgern des modularen Konzepts vorgeschlagen wurden.

Die metallischen Knotenplattenstrukturen sowie die (faserverstärkten) Kunststoff- Knotenstrukturen zur Verbindung der CFK- Rohre zu Fachwerkträgern werden näher im nachfolgenden Luftfahrtforschungsprogramm (LuFo4) betrachtet.

Die hier maßgeblichen Schäden sind die aus dem Betrieb des Luftschiffs resultierenden Schäden infolge von Dauerlasten (Längsträger und Querträger) und, wie in Kapitel 2.2.2 untersucht, Impactschäden (Längsträger, da diese an der Außenhaut des Luftschiffs liegen).

Weiterhin können die von ZLT in diesem Forschungsvorhaben neu entwickelten Anbindungstechniken den Aluminiuminserts zur Lasteinleitung in die CFK-Rohre (nachträglich an die Rohre verklebt) sensibel gegenüber Impactschäden sein.

Um diese möglichen Schäden zu ermitteln wurden mehrere Probenserien mit verschiedenen Rohr- und Aluinsertanschlusstypen, inkl. geschädigten und anschließend reparierten Proben am LLB statisch und zyklisch geprüft.

Diese Probestests werden nachfolgend nur kurz erwähnt. Details dazu sind dem von ZLT separat eingereichten Schlussbericht (Förderkennzeichen: 20W0305A) sowie den bei ZLT eingelagerten Prüfberichten zu entnehmen, soweit öffentlich zugänglich.

3.4.1 AP 2410: Konzepte Reparaturverfahren

Zur Reparatur der CFK-Rohre sind außer den in Kapitel 2.2.2.1.5 erwähnten Methoden (Ausfräsen und geschäftetes Neuaufaminieren) einfachere Methoden denkbar. Da es um eine Rohrstruktur handelt können CFK- Prepreggewebelaschen mittels Wickeltechnik um die schadhafte Stelle laminiert und bei Raumtemperatur ausgehärtet werden. Zur weiteren Sicherheit kann vor dem Aushärten ein Schrumpfschlauch über die Reparaturstelle gezogen werden, um den Anpressdruck beim Aushärten zu erhöhen.

Beide Varianten (aufgewickelte Flicker mit und ohne Schrumpfschlauch) wurden bei der Probenserie untersucht:



Abbildung 3.44: Reparierter Querträgerstab nach Drucktest

3.4.2 AP 2420: Experimentelle Untersuchungen zu Reparaturverfahren

Die Probestests werden sind in dem von ZLT separat eingereichten Schlussbericht (Förderkennzeichen: 20W0305A) dokumentiert.

3.5 AP 2500: Bewertung

Das vorgestellte modulare Konzept zeigt deutliche Vorteile hinsichtlich Fertigungsaufwand, Masse und Herstellungskosten.

Da jedoch bis auf die Knotenplatten keine mit der aktuellen Struktur vergleichbaren Simulationsergebnisse gewonnen werden konnten (aufgrund der in Kapitel Inkomparibilität der aktuellen Bauweise und der modularen Bauweise), ist eine abschließende quantitative Bewertung nicht möglich.

4 Zusammenfassung

Das MOSL-Forschungsvorhaben behandelte konzeptionelle Untersuchungen für luftschifftypische Strukturbaueisen wie Sandwichstrukturen mit dünnen Deckschichten (z.B. Leitwerksstrukturen), Membranstrukturen (z.B. Luftschiffhüllen, vorgespannte Lasteinleitungen) und Fachwerkstrukturen aus Aluminium und Faserverbunden (z.B. Trägerstrukturen bei starren/halbstarren Luftschiffen). Diese Bauweisen sind auch am Zeppelin NT LZ07 zu finden, daher wurden dessen Komponenten als Ausgangspunkt für die hier vorgestellten Bauweisenuntersuchungen verwendet.

Für Sandwichstrukturen mit dünnen Deckschichten wurden Schwächen gegenüber Impactschäden (Hagelimpact, Werkzeugimpact) experimentell, mittels Impactsimulator, ermittelt: Insbesondere bei geringen Impactenergien (bereits bei kleinen Hagelkörnern) treten mit bloßem Auge kaum sichtbare Eindellungen der Sandwichdeckschicht auf, die zu einer Reduzierung der Maximalbeulbeständigkeit führen. Wird daraufhin zum Beispiel ein Leitwerk durch großen Ruder ausschlag aerodynamisch stark belastet, kann dies zu Schadenwachstum führen.

Um einen sicheren Betrieb auch bei schlechtem Wetter (Instrumentenflugbedingungen, IFR) zu gewährleisten, wurden zwei Konzepte verfolgt:

- Entwicklung von Schadendetektionsmethoden zur Robustheitsbewertung (Detektion bei der Wartung/ Strukturüberwachung im Flug)
- Alternative Bauweisen-/ Konzeptuntersuchungen

Zur Überwachung von Sandwichstrukturen mit dünnen Deckschichten wurden sowohl diverse ex situ Methoden (in bestimmten Wartungsintervallen einsetzbar) als auch diverse in situ Methoden (im Flug einsetzbar) diskutiert. Aus jedem der beiden Gebiete wurde je eine Methode empfohlen.

Während der „normalen“ Wartung hat sich das Ultraschallverfahren als das Verfahren mit sehr hohem Potential herausgestellt. Während dem Flug sind Überwachungsverfahren, basierend auf Festkörperwellen (LAMB-Wellen) besonders gut geeignet Schäden zu detektieren und zu orten. Beide Methoden können auch kombiniert verwendet werden: Detektion und Grobortung der Schäden im Flug mittels LAMB-Wellen mit anschließender Detailuntersuchung mittels Ultraschallverfahren und gegebenenfalls Reparatur der Struktur.

Der zweite Ansatz geht in die Richtung potentielle Schäden zu vermeiden. Dazu wurden diverse alternative Bauweisen (Modifikationen der aktuellen Leitwerksbauweise des Zeppelin NT, membranbespannte Konzepte, gemischte Konzepte, „inflatable and rigidizable“ Konzept) diskutiert. Daraufhin wurden die Konzepte bewertet und die Bauweisen ausgewählt, bei deren Einsatz als Leitwerksstruktur die Gesamtmasse und der Herstellungsaufwand möglichst weit reduziert, sowie die Skalierbarkeit und die Robustheit gegenüber Schäden möglichst weit erhöht werden können.

Dabei stellte sich insbesondere eine membranbespannte Bauweise als sehr viel versprechend für den Einsatz als Luftschiffleitwerk heraus, woraufhin die vier zuvor genannten Kriterien genauer betrachtet wurden.

Mittels experimentellen Untersuchungen wurden zunächst die Membraneigenschaften (Kennwerte, Robustheit) ermittelt (inkl. Entwicklung zweiachsiger Testmethoden). Mit darauffolgen-

den theoretischen Betrachtungen konnte eine geeignete Bespannmembran ausgewählt werden und anschließend ein parametrisches Leitwerksmodell erstellt werden. Mittels Strukturoptimierung konnte die Leitwerksmasse optimiert und die Vorteile einer solchen Bauweise untermauert werden.

Bezüglich der bei starren-/ halbstarren Luftschiffstrukturen häufig auftretenden Fachwerkträger, wie sie bei der Haupttragstruktur des Zeppelins NT LZ07 vorkommen, konnte ein modulares Konzept entwickelt werden, das mit Hilfe baugleicher Fachwerkträgersegmente und Verbindungsknotenplatten (anstatt den bei halbstarren Luftschiffen zumeist eingesetzten, nicht baugleichen, gekrümmten Trägersegmenten) den Fertigungsaufwand/ -kosten sowie die Gesamtmasse reduziert.

Diese Modularität hat auf Seite der Trägersegmente neben der Reduzierung des Fertigungsaufwands durch viele baugleiche Teile den Vorteil, dass eine einfache Skalierung durch Einfügen weiterer Trägersegmente möglich ist und dass Faserverbundbauweisen zur Einsparung von Strukturmasse verwendet werden können.

Anhand eines parametrischen FE-Modells für die Gesamtstruktur sowie für eine Knotenplatte wurde beispielhaft gezeigt, wie die Längsträgerstruktur und die Knotenplatten für eine Neukonstruktion massenoptimiert ausgelegt werden können.

A Werkstoffkennwerte

A.1 Aramidfasern

A.1.1 Gewebedaten

Tabelle A.1: Datenblatt Aramidfasergewebe

Gewebe- Werkstoffnummer	Flächengewicht	Gewebedicke (trocken)	Garn- Werkstoffnummer
WL 5.2230	61 $\frac{g}{m^2}$	0,13 mm	WL 8.2621
WL 5.2231	110 $\frac{g}{m^2}$	0,26 mm	WL 8.2622
WL 5.2232	158 $\frac{g}{m^2}$	0,30 mm	WL 8.2624
WL 5.2233	170 $\frac{g}{m^2}$	0,35 mm	WL 8.2622
WL 5.2234	170 $\frac{g}{m^2}$	0,38 mm	WL 8.2623
WL 5.2235	220 $\frac{g}{m^2}$	0,45 mm	WL 8.2624
WL 5.2236	170 $\frac{g}{m^2}$	0,35 mm	WL 8.2623
WL 5.2237	170 $\frac{g}{m^2}$	0,38 mm	WL 8.2623

Quelle: [10]

A.1.2 Garndaten

Tabelle A.2: Datenblatt Aramidfasergarne

Garn- Werkstoffnummer	E-Modul (trocken)	Zugfestigkeit (trocken)	Bruchdehnung (trocken)
WL 8.2621	125 bis 150 $\frac{kN}{mm^2}$	2750 $\frac{N}{mm^2}$	2,1 %
WL 8.2622	121 bis 141 $\frac{kN}{mm^2}$	2750 $\frac{N}{mm^2}$	2,1 %
WL 8.2623	115 bis 140 $\frac{kN}{mm^2}$	2750 $\frac{N}{mm^2}$	2,1 %
WL 8.2624	115 bis 140 $\frac{kN}{mm^2}$	2750 $\frac{N}{mm^2}$	2,1 %

Quelle: [10]

A.1.3 Laminatdaten

Tabelle A.3: Datenblatt Aramidfaserlaminat

Verarbeitet mit EPHarz nach WL 5.3200 Teil 1 und Teil 2			
Folgende Eigenschaften sind im gehärteten Zustand (nach der Verarbeitung) ermittelt worden			
Probekörper entnommen aus Laminat nach DIN 65 071 Teil 2 Verfahren A, geprüft im Normklima DIN 50 014-23/50-2 oder -20/65-2			
Kennwert		WL 5.2230	WL 5.2231
Faservolumenanteil		43 %	43 %
Zugfestigkeit	Kette	$400 \frac{N}{mm^2}$	$410 \frac{N}{mm^2}$
	Schuß	$350 \frac{N}{mm^2}$	$360 \frac{N}{mm^2}$
Druckfestigkeit		$120 \frac{N}{mm^2}$	$100 \frac{N}{mm^2}$
E-Modul	Kette	$23000 \frac{N}{mm^2}$	$23000 \frac{N}{mm^2}$
	Schuß	$20000 \frac{N}{mm^2}$	$20000 \frac{N}{mm^2}$
Dicke im Laminat		0,10 mm	0,17 mm

Quelle: [10]

A.2 Glasfasern

A.2.1 Gewebedaten

Tabelle A.4: Datenblatt Glasfasergewebe

Gewebe- Werkstoffnummer	Flächengewicht	Gewebedicke (trocken)	Garn- Werkstoffnummer
WL 8.4505	$80 \frac{g}{m^2}$	0,10 mm	EC9 - 34 Z20
WL 8.4515	$163 \frac{g}{m^2}$	0,18 mm	EC9 - 68 Z20
WL 8.4520	$220 \frac{g}{m^2}$	0,25 mm	EC9 - 68 Z20

Quelle: [10]

A.2.2 Garndaten

Tabelle A.5: Datenblatt Glasfasergarne

Garn- Werkstoffnummer	E-Modul (trocken)	Zugfestigkeit (trocken)	Bruchdehnung (trocken)
E	73 $\frac{kN}{mm^2}$	3500 $\frac{N}{mm^2}$	4,5 %
R/S	88 $\frac{kN}{mm^2}$	4700 $\frac{N}{mm^2}$	5 %
M	125 $\frac{kN}{mm^2}$	7000 $\frac{N}{mm^2}$	5,5 %
C	71 $\frac{kN}{mm^2}$	3100 $\frac{N}{mm^2}$	3,5 %

Quelle: [10]

A.3 Kohlefasern

A.3.1 Gewebedaten

Tabelle A.6: Datenblatt Kohlefasergewebe

Gewebe- Werkstoffnummer	Flächengewicht	Gewebedicke (trocken)	Garn- Werkstoffnummer
WL 8.3505	93 $\frac{g}{m^2}$	0,15 mm	WL 8.3610
WL 8.3508	160 $\frac{g}{m^2}$	0,25 mm	WL 8.3611
WL 8.3509	204 $\frac{g}{m^2}$	0,30 mm	WL 8.3611
WL 8.3510	134 $\frac{g}{m^2}$	0,20 mm	WL 8.3610
WL 8.3515	193 $\frac{g}{m^2}$	0,29 mm	WL 8.3611

Quelle: [10]

A.3.2 Garndaten

Tabelle A.7: Datenblatt Kohlefasergarne

Garn- Werkstoffnummer	E-Modul (trocken)	Zugfestigkeit (trocken)	Bruchdehnung (trocken)
WL 8.3610	220 bis 250 $\frac{kN}{mm^2}$	3200 $\frac{N}{mm^2}$	1,3 %
WL 8.3611	220 bis 250 $\frac{kN}{mm^2}$	3300 $\frac{N}{mm^2}$	1,4 %

Quelle: [10]

A.3.3 Laminatdaten

Tabelle A.8: Datenblatt Kohlefaserlaminat

Verarbeitet mit EPHarz nach WL 5.3200 Teil 1 und Teil 2	
Folgende Eigenschaften sind im gehärteten Zustand (nach der Verarbeitung) ermittelt worden	
Probekörper entnommen aus Laminat nach DIN 65 071 Teil 2 Verfahren A, geprüft im Normklima DIN 50 014-23/50-2 oder -20/65-2	
Kennwert	WL 8.3505.80
Faservolumenanteil	50 %
Zugfestigkeit	$550 \frac{N}{mm^2}$
Druckfestigkeit	$440 \frac{N}{mm^2}$
E-Modul	$52000 \frac{N}{mm^2}$
Dicke im Laminat	0,12 mm

Quelle: [10]

A.4 Schaumstoffe

Tabelle A.9: Datenblatt Divinycell Schaumstoffe

Kennwert	Divinycell			
	HT 50	HT 70	HT 90	HT 110
Dichte	$50 \frac{kg}{m^3}$	$70 \frac{kg}{m^3}$	$90 \frac{kg}{m^3}$	$110 \frac{kg}{m^3}$
E-Modul (Extensometer)	$75 \frac{N}{mm^2}$	$100 \frac{N}{mm^2}$	$125 \frac{N}{mm^2}$	$175 \frac{N}{mm^2}$
G-Modul	$19 \frac{N}{mm^2}$	$26 \frac{N}{mm^2}$	$33 \frac{N}{mm^2}$	$40 \frac{N}{mm^2}$
Zugfestigkeit	$1,5 \frac{N}{mm^2}$	$2,1 \frac{N}{mm^2}$	$2,7 \frac{N}{mm^2}$	$3,3 \frac{N}{mm^2}$
Druckfestigkeit	$0,7 \frac{N}{mm^2}$	$1,15 \frac{N}{mm^2}$	$1,6 \frac{N}{mm^2}$	$2,1 \frac{N}{mm^2}$
Schubfestigkeit	$0,55 \frac{N}{mm^2}$	$0,9 \frac{N}{mm^2}$	$1,25 \frac{N}{mm^2}$	$1,6 \frac{N}{mm^2}$

Quelle: [3]

A.5 Textile Bespannungsmembranen

Tabelle A.10: Datenblatt textiler Bespannungsmaterialien

Material		Flächen- gewicht [1] $[\frac{g}{m^2}]$	Gewebe- dicke $[mm]$	E $[\frac{N}{mm^2}]$	σ_{Br} $[\frac{N}{mm^2}]$	ϵ_{Br} $[\%]$
Ceconite 101	Kette	125	0,175	551,81	85,492	32,388
	Schuß			1151,93	143,660	22,816
Ceconite 102	Kette	95	0,135	970,09	115,152	32,357
	Schuß			699,00	124,618	15,909
Ceconite NC	Kette	65	0,100	927,50	113,193	36,830
	Schuß			381,47	99,307	44,245
Grade A Cotton	Kette	110	0,230	826,92	47,284	6,135
	Schuß			431,65	53,471	14,022

A.6 Zeppelinhüllenmembran

Tabelle A.11: Rechenwerte der Zeppelin Hüllenmembran

Rechenwert	Wert/Einheit
Von ZLT [7] nicht zur Veröffentlichung freigegeben.	

B Quellen/Literaturverzeichnis

B.1 Firmen

- [1] AEROSHOP FLUGBEDARF PIRZKALL GMBH. Macherstr, 52a, 01917 Kamenz, 2004.
- [2] CONTRAVES SPACE AG. Schaffhauserstrasse 580, 8052 Zürich, Schweiz, 2006.
- [3] DIAB GMBH. Max-von-Laue Str, 7, 30966 Hemmingen, 2004.
- [4] ILC Dover. One Moonwalker Road, Frederica, DE 19946-2080, USA, 2006.
- [5] L'Garde, Inc. 15181 Woodlawn Ave., Tustin, CA 92780-6487, USA, 2006.
- [6] POLYFIBER, RANDOLPH AIRCRAFT. 4343 Fort Drive, Riverdrive, CA 92519, USA, 2004.
- [7] ZEPPELIN LUFTSCHIFFTECHNIK GMBH & CO KG. Allmannsweilerstr. 132, 88046 Friedrichshafen, 2005.

B.2 Normen/sonstige Vorschriften

- [8] Deutsches Institut Für Normung e.V. *DIN EN 2561: Luft- und Raumfahrt - Kohlenstoffserverstärkte Kunststoffe - Unidirektionale Lamine - Zugprüfung parallel zur Faserrichtung*. Beuth Verl., Berlin/Köln, 1995.
- [9] Deutsches Institut Für Normung e.V. *EN ISO 13934-1: Zugeigenschaften von textilen Flächengebilden, Teil 1: Bestimmung der Höchstzugkraft und der Höchstzugkraft-Dehnung mit dem Streifenzugversuch*. Beuth Verl., Berlin/Köln, 1999.
- [10] Deutsches Institut Für Normung e.V. (Normenstelle Luftfahrt). *Werkstoffhandbuch der Deutschen Luftfahrt - Teil II: Nichtmetallische Werkstoffe*. Beuth Verl., Berlin/Köln, 1958. ISBN: B-0000BU-4M-7.
- [11] Deutsches Institut Für Normung e.V. (Normenstelle Luftfahrt). *Luft- und Raumfahrt; Spannungsgewebe, Maße, Gewichte*. Beuth Verl., Berlin/Köln, 1978.
- [12] Federal Aviation Administration (FAA). *FAA AC 43.13: aircraft inspection and repair*. Verl. TÜV Rheinland, Köln, 1977. ISBN: 3-921059-91-7.
- [13] DG Flugzeugbau GmbH. *Reparatur für den Motorsegler DG-800B*. DG Flugzeugbau GmbH, Bruchsal, 1997.
- [14] Luftfahrttechnisches Handbuch. *Maßnahmen gegen Schädigungen durch Umwelteinflüsse, FL 74200-01*. 1976.
- [15] Luftfahrttechnisches Handbuch. *Faserverbund-Leichtbau, FL 53900-02*. 1992.
- [16] Luftfahrttechnisches Handbuch. *Faserverbund-Leichtbau, FL 53900-03*. 1992.
- [17] Luftfahrttechnisches Handbuch. *Allgemeine Reparatur für GFK- Sekundärbauteile, FL 74200-01*. 1993.
- [18] Luftfahrttechnisches Handbuch. *Faserverbund-Leichtbau, FL 23200-01*. 1993.
- [19] Luftfahrttechnisches Handbuch. *Faserverbund-Leichtbau, FL 23200-02*. 1993.
- [20] Luftfahrttechnisches Handbuch. *Reparatur von CFK Bauteilen, FL 74200-06*. 1993.

- [21] Luftfahrttechnisches Handbuch. *Faserverbund-Leichtbau, FL 53900-04*. 1999.
- [22] Hoffmann Flugzeugbau KG. *Einbringen von Impact-Schäden für den Damage-Toleranz-Nachweis*. Günzburg, 1991. Interne Unterlage.
- [23] Luftfahrt-Bundesamt. *Lufttüchtigkeitsforderung für Luftschiffe der Kategorien Normal und Zubringer Bekanntmachung von Lufttüchtigkeitsforderungen für Luftschiffe (LFLS)*. Braunschweig, 1995.

B.3 Literatur

- [24] H. ALTENBACH, J. ALTENBACH, and K. NAUMENKO. *Ebene Flächentragwerke*. Springer Verl., Berlin/Heidelberg, 1998. ISBN: 3-540-63228-X.
- [25] H. BAIER. *Leichtbau - Skriptum zur Vorlesung*. TU München, Lehrstuhl für Leichtbau, München, 2004.
- [26] H. BAIER, CH. SEESSELBERG, and B. SPECHT. *Optimierung in der Strukturmechanik*. Vieweg (vergriffen); LSS Verlag (Neuaufgabe), Dortmund, 1994/2004. ISBN: 3-938817-01-1.
- [27] Y. BASAR and W.B. KRÄTZIG. *Mechanik der Flächentragwerke*. Vieweg Verl., Braunschweig, 1985. ISBN: 3-528-08685-8.
- [28] U. BERGER. *Bauteilüberwachung durch Analyse von Schwingungen und Festkörperwellen*. Dissertation, Technische Universität München, Garching, 2006.
- [29] J.K. BOCK and B. KNAUER. *Leichter als Luft: Transport- und Trägersysteme; Ballone, Luftschiffe, Plattformen*. Verl. Frankenschwelle, Hildburghausen, 2003. ISBN 3-86180-139-6.
- [30] N. CARLSON. *Aircraft Fabric Covering*. Jeppesen Sanderson Inc., Englewood (USA), 1998. ISBN: 0-89100-077-1.
- [31] H. CZICHOS. *Hütte - Die Grundlagen der Ingenieurwissenschaften*. Springer, Berlin, 2000. ISBN: 3-54058-740-3.
- [32] W. FUNG. *Coated and Laminated Textiles*. Woodhead Publishing Ltd., Cambridge (GB), 2002. ISBN: 0-8493-1448-7.
- [33] K.-H. GROTE and J. FELDHUSEN. *Dubbel - Taschenbuch für den Maschinenbau*. Springer, Berlin, 2000. ISBN 3-54022-142-5.
- [34] G.A. KHOURY and J.D. GILLET. *Airship Technology*. Cambridge Univ. Press, Cambridge (GB), 2002. ISBN 0-521-43074-7.
- [35] H. D. MOTZ. *Hagel-Risiko; Eine sicherheitswissenschaftliche Studie von Kausalität und Effekt*. Dissertation, Bergische Universität-Gesamthochschule, Wuppertal, 1986.
- [36] G. MÜLLER and C. Groth. *FEM für Praktiker - Band 1: Grundlagen*. Expert, Renningen, 2001. ISBN 3-8169-1857-3.
- [37] H. SCHMIEDEL. *Handbuch der Kunststoffprüfung*. Carl Hanser Verl., München, 1992. ISBN: 3-44616-336-0.
- [38] W. J. STASZEWSKI and G. R. TOMLINSON. *Health Monitoring of Aerospace Structures*. John Wiley & Sons Ltd., Chichester (GB), 2004. ISBN: 0-47084-340-3.

- [39] D. STITS. *Synthetic Fabric Covering: The Complete Guide to Aircraft Refinishing*. Jepsen Sanderson Inc., Englewood (USA), 1990. ISBN: 0-89100-307-X.

B.4 Technische Berichte

- [40] R. HUFENUS. *Eigenschaften der Geokunststoffe: Prüfung der Qualitätskontrolle, Fachtagung des SVG zum Thema 'Bauen mit Geokunststoffen'*. EMPA, Eidgenössische Materialprüfungs- und Forschungsanstalt, St. Gallen (CH), 2002.
- [41] H. TAN and H. BAIER. *Inflation and Deployment simulation of membrane fabric tubes*. World Congress on Computational Mechanics, Beijing, China, 2004.
- [42] WAGNER. *Tragwerkslehre - Bauen mit Membranen*. Fachhochschule München, Fachbereich Architektur 01 B, München, 2004.

B.5 Internetquellen

- [43] R&G Faserverbundwerkstoffe GmbH, 2005. <http://www.r-g.de/>.
- [44] Wikipedia, die freie Enzyklopädie, 2005. <http://de.wikipedia.org/wiki/>.