

# **DLR-IB-FA-SD-2020-95**

**Untersuchung des Verhaltens und  
der Verarbeitung von Thin -Ply  
Prepreg mittels Fertigungs -  
versuchen und Parameterstudien**

**Masterarbeit**

Autor Henning Pfannkuche



**DLR**

**Deutsches Zentrum  
für Luft- und Raumfahrt**



Institut für Faserverbundleichtbau und Adaptronik

**DLR-IB-FA-SD-2020-95**

## **Untersuchung des Verhaltens und der Verarbeitung von Thin-Ply Prepreg mittels Fertigungsversuchen und Parameterstudien**

**Zugänglichkeit:**

**Stufe 1 Allgemein zugänglich:** Der Interne Bericht wird elektronisch ohne Einschränkungen in ELIB abgelegt. Falls vorhanden, ist je ein gedrucktes Exemplar an die zuständige Standortbibliothek und an das zentrale Archiv abzugeben.

Stade, Juli 2020

Abteilungsleiter: Dr.-Ing. Jan Stüve

Der Bericht umfasst: 92 Seiten

Autoren: Henning Pfannkuche

Autor 2 / Betreuer: Dr. Christian Bülow



DLR

Deutsches Zentrum  
für Luft- und Raumfahrt





**Institut für Flugzeugbau  
der Universität Stuttgart**

Masterarbeit

Untersuchung des Verhaltens und der Verarbeitung von  
Thin-Ply Prepreg mittels Fertigungsversuchen und  
Parameterstudien

Bearbeiter

Henning Pfannkuche



**Untersuchung des Verhaltens und der Verarbeitung von Thin-Ply  
Prepreg mittels Fertigungsversuchen und Parameterstudien**

**Investigation of behaviour and processing of thin-ply prepreg  
through production tests and parameter studies**

Masterarbeit  
von  
Herrn cand. aer. Henning Pfannkuche

Durchgeführt am

INSTITUT FÜR FLUGZEUGBAU  
UNIVERSITÄT STUTTGART

und am

DLR INSTITUT FÜR FASERVERBUNDLEICHTBAU UND ADAPTRONIK  
BEREICH VERBUNDPROZESSTECHNOLOGIEN

Betreuer: Florian Helber, IFB  
Dr.-Ing. Christian Bülow, DLR

Prüfer: Prof. Dr.-Ing. Peter Middendorf, IFB

Stade, im Mai 2020



**Institutsleitung**

Prof. Dr. Peter Middendorf  
Prof. Dr. Po Wen Cheng  
Prof. Dr. Andreas Strohmayer

**Kontakt**

Pfaffenwaldring 31  
70569 Stuttgart  
T 0711 685-62402  
F 0711 685-62449

**Henning Pfannkuche**  
Vierthauen 17  
79576, Weil Am Rhein  
Matr.-Nr.: 2859408

## Masterarbeit

# Untersuchung des Verhaltens und der Verarbeitung von Thin-ply Prepreg mittels Fertigungsversuchen und Parameterstudien

### Kurzbeschreibung:

Thin-ply Materialien sind ein vergleichsweise junges Forschungsgebiet im Bereich der Carbonfasermaterialien. Im Vergleich zu den Standard-Carbonlagen sind sie deutlich dünner und weisen dadurch besondere Eigenschaften auf. So sind sie widerstandsfähiger gegen Mikrorisse bzw. Cracks und haben daher eine sehr geringe Streuung in ihren Kennwerten. Dieses Verhalten und weitere Charakteristika machen sie sowohl sehr interessant für die Forschung als auch für potentielle Anwendungen. Durch ihre geringe Dicke werden aber auch entsprechend mehr Lagen benötigt und eine Automatisierung ihres Herstellprozesses wird notwendig. Die Vorbereitung von Fertigungsversuchen, die Erforschung des Verhaltens bei der Verarbeitung und die Ermittlung geeigneter Fertigungsparameter sind Inhalt der Arbeit.

### Vorgesehene Arbeitspunkte:

- Einarbeitung in das Thema Thin-ply Fabrics und Ausarbeitung des Standes der Technik
- Design von Versuchsproben zur Charakterisierung von Thin-ply Fabrics
- Machbarkeitsstudie zur roboterbasierten Ablage von Thin-ply Fabrics
- Ermittlung der Fertigungsparameter zur roboterbasierten Ablage von Thin-ply Fabrics
- Analyse der Fertigungsparameter anhand eines Manhole Demonstrator Panels
- Ausarbeitung eines industriellen Fertigungskonzeptes für Thin-ply Omega-Stringer

**Arbeit ausgegeben am:** 01.11.2019

**Arbeit abgegeben am:**

**Betreuer:** Herr M.Sc. Florian Helber (IFB)  
Herr Dr.-Ing. Christian Bülow (DLR)

Stuttgart, 01.11.2019

  
Prof. Dr.-Ing. Peter Middendorf

# Danksagung

Hiermit möchte ich mich bei Herrn Dr.-Ing. Christian BÜLOW vom DLR Institut für Faserverbundleichtbau und Adaptronik in Stade und bei Herrn Florian HELBER vom Institut für Flugzeugbau der Universität Stuttgart bedanken. Beide waren stets offen für meine Fragen und boten mir wertvolle Anregungen und Lösungsmöglichkeiten. Ich danke ihnen insbesondere für die Geduld und Hilfsbereitschaft.

Zudem danke ich meinem Prüfer, Herrn Prof. Dr.-Ing. Peter MIDDENDORF, der mir dieses äußerst interessante und zukunftssträchtige Thema für meine Masterarbeit offerierte.

Dankend erwähnen möchte ich zudem Herrn Julian SCHMID für die Hilfe bei der Einarbeitung in  $\LaTeX$ .

Bei Herrn Marc LÖGEL der Firma „SWMS“ möchte ich mich aufrichtig für die gute und unkomplizierte Zusammenarbeit bedanken. Insbesondere das Zurverfügungstellen der Software „CAESA TapeStation“ für die Offline-Programmierung weiß ich sehr zu schätzen und war für die erfolgreiche Fertigstellung meiner Aufgaben essenziell. Ich hoffe ich konnte mit meinen Rückmeldungen zum weiteren Erfolg der Software beitragen.

Vom DLR in Stade möchte ich mich bei Herrn Lars BROHME, Herrn Sebastian RENGE, Herrn Chinh Duy NGUYEN und Herrn Dominik DELISLE bedanken, die mir mit ihrer Expertise zur GroFi-Anlage und zur Prepreg-Ablage eine große Hilfe waren.

Zu guter Letzt bedanke ich mich bei meinen Eltern, Dr. Hans-Jürgen und Birgit PFANNKUCHE, die mich während meines Studiums moralisch und finanziell unterstützten. Diese Ausarbeitung markiert das Ende eines prägenden Abschnitts, in dem ich Tag für Tag ihre Unterstützung spüren durfte; ich danke ihnen hiermit von Herzen.

# Kurzfassung

Luft- und Raumfahrtkomponenten aus Faserverbundwerkstoffen besitzen im Vergleich zu metallischen Materialien bessere spezifische mechanische Eigenschaften; andererseits weisen sie eine tendenziell geringere Schadenstoleranz auf. In den letzten Jahren erfuhren so genannte „Thin-Ply“ Materialien (besonders dünne Faserlagen) zunehmend Aufmerksamkeit, nicht zuletzt aufgrund ihrer Fähigkeiten, die Festigkeit bei verschiedenen Belastungen im Vergleich zu Faserverbundwerkstoffen mit herkömmlichen Lagendicken zu verbessern und Mikrorisse wirksam zu unterdrücken. Obwohl Thin-Ply Materialien bereits in einigen Komponenten der Luft- und Raumfahrt eingesetzt werden, haben sie noch keine breite Anwendung in der automatisierten Fertigung gefunden. Bisher angewandte automatisierte Fertigungsverfahren resultierten in Qualitätsdefiziten. Die gegenwärtigen Risiken der automatisierten Fertigung mit Thin-Ply Materialien basieren auf einer bislang ungenügenden Forschung und damit verbundenen unzureichenden Erkenntnissen.

Ziel dieser Arbeit ist es, das Potenzial der automatisierten Fertigung mit Thin-Ply Prepreg (vorimprägnierte Fasern) mittels einer Machbarkeitsstudie systematisch zu untersuchen. Dazu wird Thin-Ply Prepreg sowohl manuell als auch automatisiert per Automated Fiber Placement (AFP) abgelegt. Per Handablage werden Panels gefertigt, welche für zukünftige Zug- und Druckproben verwendet werden. Bei der AFP-Ablage werden verschiedene Verarbeitungsparmeter variiert, um die Ablagequalität zu optimieren. Die Untersuchungen erfolgen sowohl im Versuchsmaßstab anhand einfacher Geometrien als auch an einem Demonstratorbauteil, welches komplexe Lagengeometrien aufweist. Aus den Erkenntnissen wird zudem ein industrielles Fertigungskonzept für die ebenfalls automatisierte Herstellung von Omega-Stringern erarbeitet.

Die im Rahmen dieser Arbeit angefertigten Panels aus Thin-Ply Prepreg bieten die Grundlage für weitere Materialversuche. Sowohl bei der manuellen als auch bei der automatisierten Ablage wird festgestellt, dass die Haftung des Materials ohne Wärmeeinwirkung sehr gering ist. Erschwerend kommen bei der automatisierten Ablage Förderprobleme hinzu. Unter Berücksichtigung der durchgeführten Parameter-Optimierungen kann die Ablagequalität von Thin-Ply Prepreg per AFP dennoch gesteigert werden. Das vorgestellte Fertigungskonzept für Omega-Stringer reduziert die Komplexität deren Herstellung verbunden mit der Verwendung von Thin-Ply Prepreg. Es wird erwartet, dass die im Rahmen dieser Arbeit gewonnenen Erkenntnisse den Einsatz noch leistungsfähigerer Faserverbundwerkstoffe ebnen werden.

# Abstract

Aerospace components made of fiber composites demonstrate improved specific mechanical properties over those of metallic materials; on the other hand, they tend to show a lower damage tolerance. During recent years, so-called „Thin-ply“ materials have received increasing attention, not least due to their characteristics to improve strength under a wide range of loads and to effectively suppress microcracks as compared to fiber composites with conventional layer thicknesses. Although Thin-ply materials have been employed in some aerospace components, they have not yet found widespread application in automated manufacturing. Previously applied automated layup procedures resulted in quality issues. The current risks associated with automated manufacturing employing Thin-ply materials are due to insufficient research and thus knowledge deficiencies.

This thesis aims at performing feasibility studies to investigate the potential of automated manufacturing procedures employing Thin-ply prepreg (pre-impregnated fibers) in a systematic fashion. To that end, Thin-ply prepreg is processed both manually and automatically via Automated Fiber Placement (AFP). Panels are produced via hand layup to serve future tension and compression tests. During employment of AFP, multiple processing parameters are varied to optimize the layup quality. The investigations are carried out on a test scale using simple geometries as well as on a demonstrator component with complex layer geometries. Based on the findings, an industrial manufacturing concept for an automated production of omega stringers is developed.

The panels made of Thin-ply prepreg produced in context of this thesis serve as basis for further material studies. Both manual and automated layup tests have shown that the adhesion of the material is very low when performed without heat exposure. Conveying problems associated with the automated layup system aggravate the obstacles observed with this technology. However, by considering the results of the parameter optimization studies performed, the overall quality of the Thin-ply prepreg layup can be improved through application of AFP. The manufacturing concept presented for omega stringers reduces their production complexity associated with the use of Thin-ply prepreg. It is expected that the knowledge gained from this work will pave the way for the use of even more efficient fiber-reinforced composites.

# Inhaltsverzeichnis

<b>Danksagung</b>	<b>I</b>
<b>Kurzfassung</b>	<b>II</b>
<b>Abstract</b>	<b>III</b>
<b>Nomenklatur</b>	<b>VII</b>
<b>Abbildungsverzeichnis</b>	<b>IX</b>
<b>Tabellenverzeichnis</b>	<b>XII</b>
<b>1 Einleitung</b>	<b>1</b>
1.1 Motivation . . . . .	1
1.2 Begriffserklärung und Definition . . . . .	2
1.3 Zielsetzung . . . . .	3
1.4 Gliederung der Arbeit . . . . .	3
<b>2 Stand der Technik</b>	<b>4</b>
2.1 Geschichte von Thin-Ply . . . . .	4
2.2 Herstellung von Thin-Ply . . . . .	4
2.3 Eigenschaften von Thin-Ply . . . . .	5
2.3.1 In-Situ Effekt . . . . .	6
2.3.2 Mechanisches Verhalten . . . . .	8
2.3.3 Verhalten bei Schädigung . . . . .	14
2.3.4 Weitere Eigenschaften . . . . .	18
2.3.5 Zusammenfassung der Grundlagen und Eigenschaften . . . . .	20
2.4 Hersteller, Halbzeuge und Anwendungen von Thin-Ply . . . . .	21
2.4.1 North Thin Ply Technology . . . . .	21
2.4.2 Oxeon AB . . . . .	22
2.4.3 Chomarat . . . . .	23
2.4.4 Industrial Technology Center of Fukui Prefecture . . . . .	23
2.5 Automatisierte Faserablage . . . . .	24
2.5.1 Automated Tape Laying . . . . .	25



2.5.2	Automated Fiber Placement . . . . .	26
2.5.3	Automatisierte Ablage von Thin-Ply . . . . .	27
2.6	DLR-Standort Stade . . . . .	28
2.6.1	GroFi-Anlage . . . . .	29
2.6.2	DLR-Versuche mit Thin-Ply . . . . .	29
2.7	Defizite von Thin-Ply . . . . .	32
<b>3</b>	<b>Manuelle Ablage von Thin-Ply</b>	<b>34</b>
3.1	Offene Fragen nach der Literatur-Recherche . . . . .	34
3.1.1	In-Situ Effekt . . . . .	34
3.1.2	Erstschichtversagen . . . . .	35
3.1.3	Kennwert-Streuung . . . . .	35
3.2	Versuchs-Planung . . . . .	36
3.2.1	Proben-Design . . . . .	36
3.2.2	Panel-Design . . . . .	38
3.3	Versuchs-Vorbereitung . . . . .	39
3.3.1	Panel-Fertigung . . . . .	39
3.3.2	Proben-Fertigung . . . . .	47
3.4	Versuchs-Aufbau, -Durchführung, -Ergebnisse . . . . .	47
3.5	Erkenntnisse . . . . .	48
<b>4</b>	<b>Automatisierte Ablage von Thin-Ply</b>	<b>49</b>
4.1	Probleme automatisierter Ablage . . . . .	50
4.2	AFP im Versuchsmaßstab . . . . .	50
4.2.1	Aufbau . . . . .	51
4.2.2	Durchführung . . . . .	52
4.2.3	Auswertung . . . . .	61
4.3	AFP am Demonstratorbauteil . . . . .	63
4.3.1	Offline-Programmierung . . . . .	64
4.3.2	Aufbau . . . . .	66
4.3.3	Durchführung . . . . .	67
4.3.4	Auswertung . . . . .	71
4.3.5	Fertigung . . . . .	73
4.4	Erkenntnisse . . . . .	73
4.5	Anmerkungen zur ATL-Ablage . . . . .	75
<b>5</b>	<b>Industrielle Machbarkeit</b>	<b>76</b>
5.1	Machbarkeitsstudie . . . . .	76
5.1.1	Technische Betrachtung . . . . .	77
5.1.2	Wirtschaftliche Betrachtung . . . . .	79
5.1.3	Ergebnisse . . . . .	84

5.2	Fertigungskonzept Omega-Stringer . . . . .	85
5.2.1	Bisherige Stringer-Fertigung . . . . .	86
5.2.2	Fertigungsoptimierungen . . . . .	86
5.2.3	Vorteile des Fertigungskonzepts . . . . .	88
<b>6</b>	<b>Zusammenfassung und Ausblick</b>	<b>91</b>
	<b>Literaturverzeichnis</b>	<b>93</b>
	<b>Anhang</b>	<b>105</b>
A.1	Lagenaufbau der Panels . . . . .	105
A.2	Autoklav-Zyklus . . . . .	106
A.3	Plybook des Manhole-Panels . . . . .	107
A.4	Prozess-Parameter . . . . .	119
A.5	Datenblätter . . . . .	120
A.5.1	Datenblatt Fasern . . . . .	120
A.5.2	Datenblatt Trennfolie . . . . .	122
A.6	Technische Zeichnungen . . . . .	123
A.6.1	Säge-Plan der Panels . . . . .	123
A.6.2	Lagenaufbauten der Omega-Stringer . . . . .	124

# Nomenklatur

## Lateinische Symbole

Symbol	Beschreibung	Einheit
$b$	Breite	mm
$E$	Energie	J
$f$	Faktor	-
$F$	Kraft	kN
$FAW$	Flächengewicht	g/m <sup>2</sup>
$FV$	Faservolumengehalt	-
$G_{Ic}^L$	Energiefreisetzungsrates für longitudinales Risswachstum (Belastungsmodus I)	N/mm
$l$	Länge	m
$m$	Masse	kg
$n$	Anzahl	-
$p$	Druck	bar
$P$	Leistung	W
$R$	Ablegerate	kg/h
$R_Q^{is}$	In-Situ Querzugfestigkeit	MPa
$t$	Dicke	mm
$T$	Temperatur	°C
$U$	Spannung	V
$v$	Verfahrgeschwindigkeit	m/s
$V_B$	B-Value / B-Basis-Wert	kN
$\bar{V}$	Versagenslast-Mittelwert	kN

## Griechische Symbole

Symbol	Beschreibung	Einheit
$\epsilon$	Dehnung	-
$\varepsilon$	Emissionsgrad	-
$\kappa$	Parameter des Steigung der Riss-Widerstandskurve	-
$\lambda$	Wellenlänge	m
$\Lambda_{22}^o$	Parameter der E-Moduln und Poissonzahl	m <sup>2</sup> /N
$\varrho$	Dichte	g/cm <sup>3</sup>
$\zeta$	Standardabweichung	-
$\sigma$	Spannung	MPa

## Abkürzungen

<b>ADP</b>	Advanced Pultrusion, „Fortschrittliche Pultrusion“
<b>AFP</b>	Automated Fiber Placement, „automatisierte Faser-Platzierung“
<b>ATL</b>	Automated Tape Laying, „automatisiertes Tape-Legen“
<b>ASTM</b>	American Society for Testing and Materials, „Amerikanische Gesellschaft für Tests und Materialien“
<b>CAD</b>	Computer-Aided-Design, „rechnerunterstütztes Konstruieren“
<b>CAI</b>	Compression after impact, „Druckfestigkeit nach einem Impact“
<b>CAM</b>	Computer-aided-manufacturing, „rechnerunterstützte Fertigung“
<b>CATIA</b>	Computer Aided Three-Dimensional Interactive Application
<b>CFK</b>	Carbonfaserverstärkter Kunststoff
<b>CFRP</b>	Carbon-fiber reinforced plastic, „CFK“
<b>CNC</b>	Computer Numerical Control, „rechnergestützte numerische Steuerung“
<b>DLR</b>	Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt e.V.
<b>FAW</b>	Fiber areal weight, „Flächengewicht“
<b>FPF</b>	First-ply-failure, „Erstschichtversagen“
<b>FV</b>	Faser-Volumen-Gehalt
<b>FVK</b>	Faserverbundkunststoff
<b>HW</b>	Hot-Wet, „heiß-feuchte Umgebung“
<b>IFB</b>	Institut für Flugzeugbau
<b>ITCF</b>	Industrial Technology Center of Fukui Prefecture, „Industrielles Technologiezentrum der Präfektur Fukui“
<b>JAXA</b>	Japan Aerospace Exploration Agency, „Japanische Luft- und Weltraumerforschungsbehörde“
<b>LDS</b>	Life Data Sheet, „Lebens-Datenblatt“
<b>LEO</b>	Low earth orbit, „Niedrige Erdumlaufbahn“
<b>MEW</b>	Manufacturer's empty weight, „Leergewicht des Herstellers“
<b>NASA</b>	National Aeronautics and Space Administration, „Nationale Aeronautik- und Raumfahrtbehörde“, USA
<b>NCF</b>	Non-Crimp-Fabric, „Nicht kräuselndes Gewebe“
<b>NTPT</b>	North Thin Ply Technology
<b>OEM</b>	Original equipment manufacturer, „Erstausrüster“
<b>OHC</b>	Open-hole compression, „Kerbdruckversuch“
<b>OHT</b>	Open-hole tension, „Kerbzugversuch“
<b>QI</b>	Quasi-Isotrop
<b>RT</b>	Room-Temperature, „Zimmertemperatur“
<b>RTM</b>	Resin Transfer Moulding, „Harzinjektionsverfahren“
<b>SGV</b>	Structural Guide Vane, „Strukturelle Leit-Schaufel“
<b>SLS</b>	Space Launch System, „Weltraum-Startsystem“ der NASA
<b>UAV</b>	Unmanned Aerial Vehicle, „Unbemanntes Luftfahrzeug“
<b>UD</b>	Unidirektional
<b>UL</b>	Ultraleichtflugzeug
<b>VARI</b>	Vacuum Assisted Resin Infusion, „Vakuum-assistierte Harzinfusion“

# Abbildungsverzeichnis

1.1	Entwicklung des Gewichtsanteils von FVK in Verkehrsflugzeugen der letzten Jahre	1
1.2	Mikroskopische Aufnahme einer QI-Probe mit herkömmlicher Lagendicke (links) im Vergleich zu einer Probe mit Thin-Ply Lagen (rechts)	2
2.1	Schematische Darstellung der Tow-Spreizung mit einem pneumatischen Verfahren (makroskopisch) und Foto des Pneumatik-Prinzips	5
2.2	Schema der Tow-Spreizung mit Hilfe von Luftströmung	5
2.3	In-Situ Querzugfestigkeit der eingebetteten Lage über deren Dicke in Abhängigkeit des R-Kurven-Verlaufs	7
2.4	Röntgenaufnahmen einer Thin-Ply Probe (a) und einer herkömmlichen Probe (b) nach Wechselbelastung	11
2.5	S-N Kurve in Abhängigkeit der Lagendicke mit einem Auslaufkriterium von $n = 10^6$ Zyklen, einem Spannungsverhältnis von $R = -0,1$ und einer Frequenz von $f = 5$ Hz	12
2.6	Lochleibungsspannung über der Dehnung bei Raumtemperatur (RT, grau gestrichelt) und im Heiß-Feuchten-Zustand (HW, schwarz durchgezogen) mit entsprechenden Schadensbildern für dicke und dünne Lagen	13
2.7	Akkumulierte Matrix-Rissdichte als Funktion der angewandten Laminat-Dehnung	14
2.8	Zugfestigkeit und Schadensentwicklung von Proben im Zugversuch über dem Flächengewicht der Lagen mitsamt mikroskopischen Aufnahmen	15
2.9	Bruchbilder von Proben mit Lagendicken von 125, 55 und 20 g/m <sup>2</sup>	16
2.10	Druckfestigkeit mit B-Value der Proben in Abhängigkeit des Flächengewichts	18
2.11	Flügelstruktur der Solar Impulse 2	21
2.12	Querruder-Prototyp von Airbus und NTPT	22
2.13	Kryotank-Herstellung mit $\pm 25^\circ$ -Lagen aus TeXtreme (a) und UAV VX-1 KittyHawk in Voll-Carbon Bauweise aus C-Ply (b)	23
2.14	Querschnitt durch das PW1100G mit Thin-Ply SGVs	24
2.15	Schematische Darstellung eines ATL-Endeffektors (a) und eine ATL-Anlage von Airbus Stade mit rotem Endeffektor (b)	25
2.16	Schematische Darstellung einer Fiber Placement Maschine	26
2.17	Schematische Darstellung der ATL Courses (links) und der AFP Courses (rechts) für je eine Hälfte des Manhole-Panels	27
2.18	Roboter Fiber Placement am Prototypen-Tank	28
2.19	Übersicht der GroFi-Anlage mit drei Robotern und einer Form	29
2.20	Delaminationsfläche und CAI-Restfestigkeit aufgetragen über der Impact-Energie von drei Thin-Ply Laminaten inklusive Vergleichsprobe	30
2.21	Ultraschall-Darstellungen der Stringer-Köpfe nach dem Impact: links die Stringer aus Standardlagen und rechts die Stringer aus Thin-Ply	31

2.22	Versagenslasten der Stringer mit Standard und Thin-Ply Lagen, dunkle Balken zeigen Durchschnittswerte inklusive Standardabweichung . . . . .	31
2.23	Per ATL gefertigtes Thin-Ply Panel (a) und dessen Erscheinung per Ultraschall (b), die Fehlstellen offenbart . . . . .	33
3.1	Endfestigkeit und Erstschichtversagen ( <i>engl.</i> „Onset of damage“) in Bezug auf das Flächengewicht in ungekerbten quasi-isotropen Zugversuchen . . . . .	34
3.2	Verschnittoptimiertes Panel mit 600 mm x 600 mm für alle Proben einer Dicke. Schraffierte Bereiche stellen Verschnitt und Besäumung dar. . . . .	39
3.3	Belegung der Cutter-Fläche (blaue Umrandung) für 0°/90°-Lagen links und für ±45°-Lagen rechts. Tape-Bahnen sind horizontal eingezeichnet, auszuscheidende Flächen rot umrandet. . . . .	40
3.4	Thin-Ply Prepreg aufgerollt (a) und eine Fehlstelle mit Faserverdrehung (b) . . . .	41
3.5	Die Cutter-Fläche belegt mit Thin-Ply Prepreg . . . . .	41
3.6	Messung des Flächengewichts, hier des Prepregs mit Backing-Papier . . . . .	42
3.7	Erste Lage auf der in Trennfolie umwickelten Platte festgeklebt . . . . .	43
3.8	Aufbringen einer Lage Thin-Ply mit Druck und Wärme des Bügeleisens . . . . .	44
3.9	Fehlstellen bei der manuellen Ablage: (a) Wellen, (b) Gap, (c) Tape-Verdrehung, (d) Faserausfransen, (e) lokal fehlendes Prepreg und (f) Harzveränderung . . . . .	45
3.10	Erste Lage der manuellen Ablage vor (a) und beim Vakuumziehen (b) . . . . .	46
3.11	Fertige Panels mit 150 µm (a) und 50 µm Lagendicke (b) . . . . .	46
3.12	Schematische Darstellung des Vakuumaufbaus für die Thin-Ply Panels . . . . .	47
4.1	Test-Pyramide nach Rouchon . . . . .	49
4.2	Roboter und Endeffektor für die Ablage von Thin-Ply . . . . .	51
4.3	Versuchsaufbau für die Ablage mit Heizmatte, Abreißgewebe und Vakuumfolie sowie einer blauen Thin-Ply Rolle am Endeffektor . . . . .	52
4.4	Zwei Tows an der Klemmstelle, das obere wurde dort zerrissen . . . . .	53
4.5	Die Anpressrolle mit den individuellen Elementen, rechts davon die zugehörigen Tow-Finger und dazwischen gefördertes Thin-Ply Slit Tape . . . . .	54
4.6	Versetzter Course-Beginn mit Gaps . . . . .	54
4.7	Anpressrolle in der Ausgangslage (a) und mit verschobener Rolle (b), was den Spalt zwischen dieser und dem Tow-Finger öffnet (hier unterhalb der Anpressrolle) . . .	55
4.8	Geringer Tack durch zu langsames Anfahren des Courses . . . . .	58
4.9	Defektfreie Ablage bei Stapelung von drei Thin-Ply Lagen übereinander in der seitlichen Nahaufnahme (a) und in der Übersicht (b) . . . . .	60
4.10	Auflistung der Ablage-Defekte, die während der AFP-Ablage von Thin-Ply im Versuchsmaßstab pro Versuch auftraten . . . . .	62
4.11	Anteile der Ablage-Defekte, die während der AFP-Ablage von Thin-Ply im Versuchsmaßstab auftraten . . . . .	63
4.12	Das Manhole-Panel mitsamt Geometrie und den unterschiedlichen Dicken, hier bei Verwendung von 50 µm dickem Thin-Ply . . . . .	64
4.13	Unterschiedliche Ply-Boundary Einstellungen: Illustration von Laps (auch Overlaps, Überlappungen) und Gaps (Lücken) während des AFP-Layups . . . . .	65

---

4.14	Die Simulations-Ansicht mitsamt den angepassten Achsen. Der Endeffektor ist aufgrund der Komplexität auf seine Außenkontur reduziert. . . . .	66
4.15	Die Courses 1-4 (a) und die Courses 5-7 (b) der 90°-Lage . . . . .	68
4.16	Temperaturmessung mittels Thermokamera (a) und Pyrometer (b) . . . . .	69
4.17	Beginn der Ablage in guter Qualität (a) und mit fehlenden Tows durch Förderprobleme bei fortschreitenden Courses (b) . . . . .	70
4.18	Ablage in guter Qualität (a) durch Verwendung eines Druckminderers (b) . . . . .	70
4.19	Darstellung der Anzahl der Förderfehler für die jeweiligen Tows bei Vorbereitung des Manhole-Panels inklusive Durchschnitt (schwarze Linie) und einfacher Standardabweichung (roter Bereich) . . . . .	71
4.20	Auflistung der Ablage-Defekte, die während der AFP-Ablage von Thin-Ply zur Vorbereitung des Manhole-Panels auftraten . . . . .	72
4.21	Anteile der Ablage-Defekte, die während der AFP-Ablage von Thin-Ply zur Vorbereitung des Manhole-Panels auftraten . . . . .	73
5.1	Grundlegende Prozess-Schritte der Composite-Bauteilfertigung mit Prepreg, automatisierter Ablage und Autoklav-Aushärtung . . . . .	80
5.2	Anteile der Gesamtzeit, die für verschiedene Prozesse der AFP-Rumpffertigung der Boeing 787 aufgewendet werden . . . . .	81
5.3	Anteile der Gesamtkosten, die sich für verschiedene Prozesse der Fertigung einer komplexen Struktur für die Luftfahrt ergeben . . . . .	82
5.4	Anteile der Gesamtkosten, die sich für verschiedene Prozesse der Fertigung einer komplexen Struktur für die Luftfahrt aus Thin-Ply ergeben können . . . . .	83
5.5	SWOT-Analyse zur automatisierten Fertigung mit Thin-Ply . . . . .	84
5.6	Omega-Stringer auf einem Panel isometrisch und im Querschnitt dargestellt . . . . .	85
5.7	Stringer-Fertigung mittels Pultrusion, hier H/I-Stringer . . . . .	87
5.8	Verschnittarme Ablage (a) und Stapelung multiaxialer Prepregs für ein Wiederaufrollen (b) . . . . .	88
A.1	Lagenaufbauten der vier Panels mit unterschiedlichen Lagendicken, rote 90°-Lagen kennzeichnen die Mittelebene . . . . .	105
A.2	Autoklavzyklus für die Aushärtung der Thin-Ply Panels und des Manhole-Panels mit Angaben für die Temperatur und Drücke in Abhängigkeit der Zeit . . . . .	106

# Tabellenverzeichnis

2.1	Zugfestigkeit von Thin-Ply Proben bezogen auf Vergleichsproben . . . . .	8
2.2	Druckfestigkeit von Thin-Ply Proben bezogen auf Vergleichsproben . . . . .	9
2.3	OHT-Festigkeit von Thin-Ply Proben bezogen auf Vergleichsproben . . . . .	9
2.4	OHC-Festigkeit von Thin-Ply Proben bezogen auf Vergleichsproben . . . . .	10
2.5	CAI-Festigkeit von Thin-Ply Proben bezogen auf Vergleichsproben . . . . .	10
2.6	Scherfestigkeit von Thin-Ply Proben bezogen auf Vergleichsproben . . . . .	12
2.7	Lochleibungsfestigkeit von Thin-Ply Proben bezogen auf Vergleichsproben . . . . .	14
2.8	Zusammenfassung der Eigenschaften von Thin-Ply Proben bezogen auf Vergleichsproben . . . . .	21
3.1	Versuchsmatrix zu Thin-Ply Proben mit deren Anzahl . . . . .	37
3.2	Vorgesehene Proben-Geometrien nach den ASTM-Normen . . . . .	37
3.3	Lagendicken und -aufbau der Thin-Ply Proben mit resultierender Laminatdicke . . . . .	38
3.4	Die gemittelten gewogenen Massen, bezogen auf die Grundfläche von 0,36 m <sup>2</sup> sowie die gemittelten Flächengewichte der beiden Prepreg-Tapes . . . . .	42
4.1	Einteilung der Ablage-Defekte, schematische Darstellungen und Beispiele . . . . .	50
4.2	Versuchs-Matrix für die AFP-Ablage von Thin-Ply im Versuchsmaßstab . . . . .	53
4.3	Dokumentation der Ablagequalität im Vergleich: Foto und Beobachtung (1) . . . . .	57
4.4	Dokumentation der Ablagequalität im Vergleich: Foto und Beobachtung (2) . . . . .	59
4.5	Dokumentation der Ablagequalität im Vergleich: Foto und Beobachtung (3) . . . . .	61
4.6	Versuchs-Ergebnisse in Form der Qualität und Fehlstellen zusammengefasst . . . . .	62
4.7	Versuchs-Matrix für die vorbereitenden Versuche des Manhole-Panels . . . . .	67
4.8	Auflistung der endgültigen Ablage-Parameter für das Manhole-Panel . . . . .	75
5.1	Potentielle Massen- und Treibstoffersparnis durch Thin-Ply Einsatz in modernen Verkehrsflugzeugen . . . . .	83
5.2	Einteilung der Fertigungsmethoden für Stringer . . . . .	86
A.1	Einteilung der Sequenzen und Plies in CAESA TapeStation . . . . .	107



# 1 Einleitung

## 1.1 Motivation

Flugzeuge werden mit jeder neuen Generation effizienter. Maßgeblich trägt, neben neuen Triebwerken, auch der Leichtbau dazu bei. Stetig wird der Anteil besonders leichter Faserverbundkunststoffe erhöht. Diese Materialien weisen bei geringer Dichte eine sehr hohe Steifigkeit und Festigkeit auf. Die daraus resultierende spezifische Festigkeit ist deutlich höher als jene von metallischen Werkstoffen. Vor allem die Kohlefaser wird im Flugzeugbau verwendet, und kommt in diversen Komponenten wie etwa Rumpf, Flügel und Leitwerken zum Einsatz. Abbildung 1.1 zeigt den Gewichtsanteil an Faserverbund (engl. „Composite“) Werkstoffen, aufgetragen über den Jahren der Erstflüge der jeweiligen Flugzeugtypen. Neben der kontinuierlichen Steigerung des Anteils in den letzten 50 Jahren ist insbesondere ein massiver Anstieg in den letzten 15 Jahren zu erkennen. Neuste Flugzeuggenerationen wie die Boeing 787 oder der Airbus A350 verwenden bereits einen Gewichtsanteil von mindestens 50% Faserverbundkunststoffen (FVK) [1].

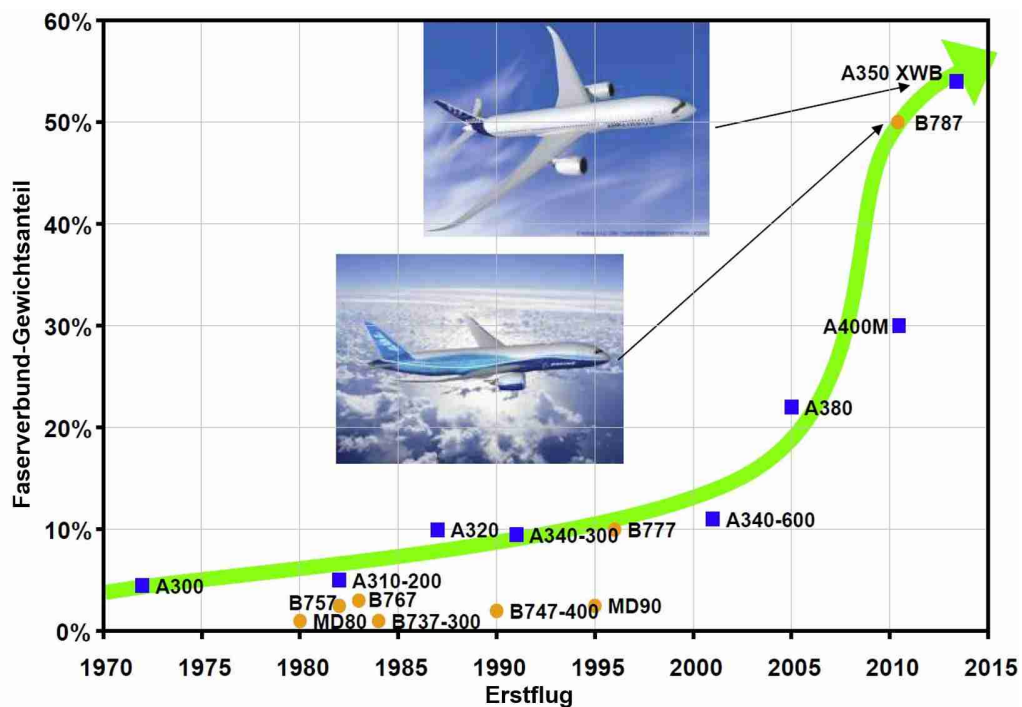


Abbildung 1.1: Entwicklung des Gewichtsanteils von FVK in Verkehrsflugzeugen der letzten Jahre nach [1]

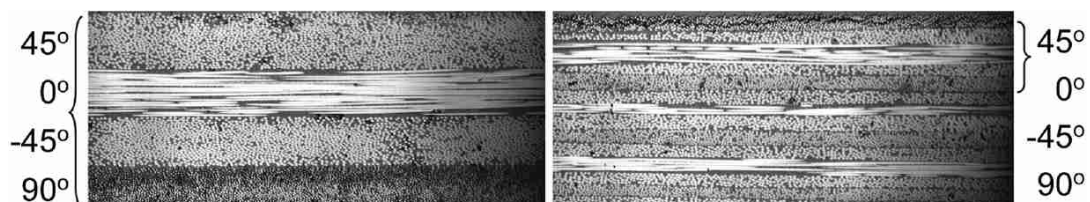
Nachdem die Flugzeughersteller Fertigungs- und Verarbeitungs-Prozesse etabliert haben, laufen Programme zur Kostenreduzierung, zur verbesserten Verarbeitung und zum Recycling an [2]. Dennoch ist die Forschung und Entwicklung auf dem Gebiet der Leistungsoptimierung bei Faserverbundwerkstoffen noch längst nicht abgeschlossen. Laut Cauquil [2] werden, um die

Performance zu steigern, etwa Werkstoffe mit verbesserter Schadenstoleranz und Resistenz auch bei hochenergetischem Aufprall (*engl.* „Impact“) benötigt. Aber auch Materialien, welche für höhere Lasten zugelassen werden können, bieten Potenzial für Gewichts-Einsparungen. Derzeit sind Faserverbundwerkstoffe in der Luftfahrt oft überdimensioniert. Die Material-Kennwerte unterliegen recht großen Schwankungen, weshalb diese Werkstoffe die Vorteile gegenüber Metallen nicht vollständig ausnutzen können. Sogenannte „Thin-Ply“ Materialien wurden hier als sehr förderlich ausgemacht. Die Schadensentwicklung beginnt erst bei höheren Belastungen, die Versagenslast wird erhöht und die Kennwerte zeigen geringere Streuung auf. Da diese Werkstoffe aus besonders dünnen Lagen bestehen, müssen jedoch entsprechend mehr dieser Lagen abgelegt werden, was den Aufwand erhöht. Ohne Automatisierung ist die Verwendung von Thin-Ply im großen Maßstab technisch und wirtschaftlich nicht sinnvoll.

## 1.2 Begriffserklärung und Definition

Der Begriff „Thin-Ply“ bedeutet zu Deutsch etwa „Dünnschicht“ und ist auf die einzelne Lage eines Kohlefaserhalbzeugs bezogen. Dies kann dabei ein Unidirektionales (UD) Tape, aber auch eine Lage eines Multiaxialgeleges (*engl.* „Non-Crimp-Fabric“, NCF) oder ein Spread-Tow Gewebe sein. In der Literatur gibt es keine einheitliche Definition der Lagendicke zu finden. Smith et al. [3] definieren für Thin-Ply eine maximales Flächengewicht (FAW) von  $120 \text{ g/m}^2$  beziehungsweise eine Dicke von unter  $120 \text{ }\mu\text{m}$  pro Lage nach der Aushärtung. In ihrer Patentanmeldung zu Thin-Ply Laminaten nennen Tsai und Kawabe [4] eine Dicke von  $80 \text{ }\mu\text{m}$  als Obergrenze. Für den weiteren Verlauf dieser Arbeit wird als Definition eine maximale Dicke von  $100 \text{ }\mu\text{m}$  für Thin-Ply Materialien pro Lage vorgeschlagen. Ein entsprechendes Flächengewicht ist etwa  $100 \text{ g/m}^2$  (siehe Unterabschnitt 2.3.1). Dem Flächengewicht beziehungsweise der Lagendicke ist nach unten hin fast keine Grenze gesetzt. Laut James Austin [5] können Thin-Plies theoretisch eine minimale Dicke von  $12 \text{ }\mu\text{m}$  erreichen, was dann nur noch zwei Faserlagen mit je  $6 \text{ }\mu\text{m}$  übereinander bedeuten würde. Die Dicke oder das Flächengewicht ist dabei stets auf eine Lage bezogen. Dies bedeutet für NCF und Spread-Tow Gewebe, dass hier auch Flächengewichte bis  $200 \text{ g/m}^2$  als Thin-Ply Materialien angesehen werden, da bei diesen zwei Lagen übereinander liegen oder verwebt sind. Der Begriff „Spread-Tow“ bedeutet zu Deutsch etwa „gespreiztes Tow“. Die Grenzen zum Thin-Ply sind hier fließend, meist wird der Begriff Spread-Tow jedoch im Zusammenhang mit Gewebe verwendet. Ausreichend dünnes Spread-Tow Gewebe wird im Rahmen dieser Arbeit sowie auch dünnes NCF ebenfalls berücksichtigt.

In Abbildung 1.2 ist ein Vergleich zwischen quasi-isotropen (QI) Laminaten bestehend aus  $147 \text{ }\mu\text{m}$  dicken Lagen und aus Thin-Ply mit  $38 \text{ }\mu\text{m}$  Lagendicke dargestellt.



**Abbildung 1.2:** Mikroskopische Aufnahme einer QI-Probe mit herkömmlicher Lagendicke (links) im Vergleich zu einer Probe mit Thin-Ply Lagen (rechts) nach [6]

## 1.3 Zielsetzung

Das Institut für Faserverbundleichtbau und Adaptronik des Deutschen Zentrums für Luft und Raumfahrt (DLR) in Stade hat das Potenzial von Thin-Ply und die resultierende Erfordernis der Automatisierung erkannt und die automatisierte Materialablage getestet. Bei der Ablage traten einige Probleme auf, die in Abschnitt 2.7 erläutert werden. Das Ziel der vorliegenden Masterarbeit soll sein, die Machbarkeit der automatisierten Ablage von Thin-Ply zu prüfen und die dafür notwendigen Fertigungs-Parameter experimentell zu ermitteln. Diese sollen auch anhand eines Demonstratorbauteils analysiert werden. Zusätzlich sollen Versuche zu den mechanischen Eigenschaften von Thin-Ply Materialien auf Coupon-Größe vorbereitet und ein industrielles Fertigungskonzept, insbesondere für Omega-Stringer aus Thin-Ply, erarbeitet werden.

## 1.4 Gliederung der Arbeit

Die vorliegende Arbeit beginnt mit der Vorstellung des Standes der Technik von Thin-Ply in Kapitel 2. Dabei wird auf die Entstehung, die Eigenschaften und die daraus resultierenden bisherigen Verwendungen eingegangen. Zusätzlich werden die dazu bereits durchgeführten Versuche am DLR zusammengefasst. In Kapitel 3 wird das Design von Thin-Ply Coupon-Proben für Materialversuche erarbeitet und deren Fertigung soweit wie möglich durchgeführt, sowie dokumentiert. Die Hauptarbeit wird in Kapitel 4 geschildert, wo die Qualität der automatisierten Ablage von Thin-Ply Prepreg anhand von Fertigungsversuchen iterativ verbessert wird. Die ermittelten optimalen Fertigungs-Parameter werden darüber hinaus an einem Manhole-Panel überprüft und erweitert, bevor in Kapitel 5 die Machbarkeit der automatisierten Fertigung mit Thin-Ply Materialien technisch sowie wirtschaftlich beurteilt wird. Zu guter Letzt wird der Konzeptvorschlag eines industriellen Fertigungskonzeptes für Omega-Stringer aus Thin-Ply vorgestellt.

## 2 Stand der Technik

Auf den folgenden Seiten sollen zunächst Thin-Ply Materialien und anschließend deren Fertigungsmethoden vorgestellt werden.

Nachdem sowohl die Geschichte als auch die Herstellung von Thin-Ply erläutert ist, werden die Eigenschaften des Materials erklärt. Anschließend werden verschiedene Hersteller, Halbzeuge und Anwendungen von Thin-Ply aufgezeigt und verschiedene automatisierte Fertigungsmethoden vorgestellt. Zum Schluss des Kapitels werden noch der DLR-Standort Stade mit seinen Fertigungsverfahren für Thin-Ply Materialien, sowie dessen bisherige Versuche vorgestellt.

### 2.1 Geschichte von Thin-Ply

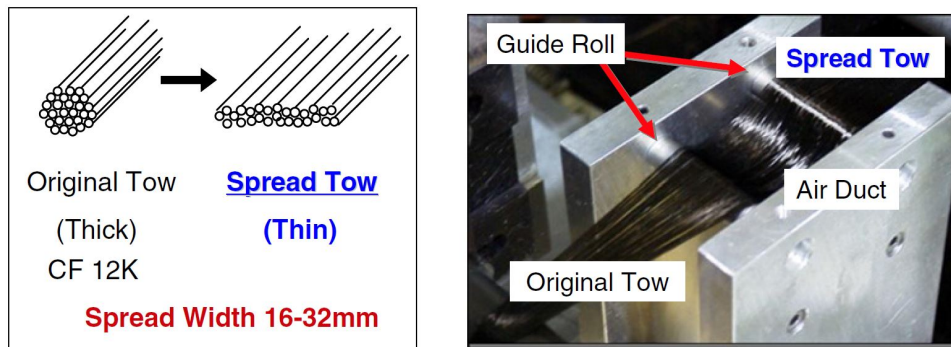
Die ersten festgehaltenen Untersuchungen des Dickeneinflusses auf die Materialeigenschaften von Faserverbundlaminaten wurden 1978 von Parvizi et al. [7] veröffentlicht und zeigen den sogenannten „In-Situ Effekt“ auf, welcher in Unterabschnitt 2.3.1 erklärt wird. An Carbonfaserverstärktem Kunststoff untersuchen Crossman und Wang [8] 1982 den Einfluss unterschiedlicher Anzahl an gleichen aufeinander folgenden Lagen auf die Rissbildung. Sie stellen fest, dass die Spannung bei Rissbildung desto geringer ausfällt, je höher die Anzahl gleicher aufeinander folgenden Lagen ist. Auch die Rissdichte fällt bei geringerer Anzahl gleicher aufeinander folgenden Lagen schwächer aus. Im Jahr 1997 veröffentlichen Kawabe et al. [9] ein Paper, welches erstmals die pneumatische „Fukui Spreiz-Methode“ vorstellt (mehr dazu in Abschnitt 2.2). Unter Nutzung von mit dieser Methode gespreizten Thin-Ply Proben haben Sasayama et al. [10] belegt, dass die Spannung bei Erstschnittversagen (also der Belastung, bei welcher die erste Schädigung im Bauteil eintritt) mit abnehmender Lagenstärke steigt. Kurz darauf werden Thin-Ply Laminat von Tsai und Kawabe patentiert [4, 11]. Inzwischen haben sich Firmen wie NTPT, Oxeon und Chomarat auf Thin-Ply spezialisiert, so dass die Materialien sich zunehmend etablieren (siehe Abschnitt 2.4 für genaue Anwendungen). Auch die NASA [12], Boeing [13], und Airbus [14] haben das Potenzial von Thin-Ply inzwischen erkannt und bereits Komponenten wie Kryotanks und Querruder damit gefertigt.

### 2.2 Herstellung von Thin-Ply

Die Herstellung von Thin-Ply durch Spreizen gewöhnlicher Tows kann auf unterschiedliche Weise erfolgen. Für einen ausführlichen Überblick sei auf Gizik et al. [15] verwiesen. Hier soll mit der Fukui Spreiz-Methode nur das Verfahren von Kawabe et al. [9] erklärt werden, welches den Vorteil bietet, dass keine Faserschädigungen beim Spreizen auftreten.

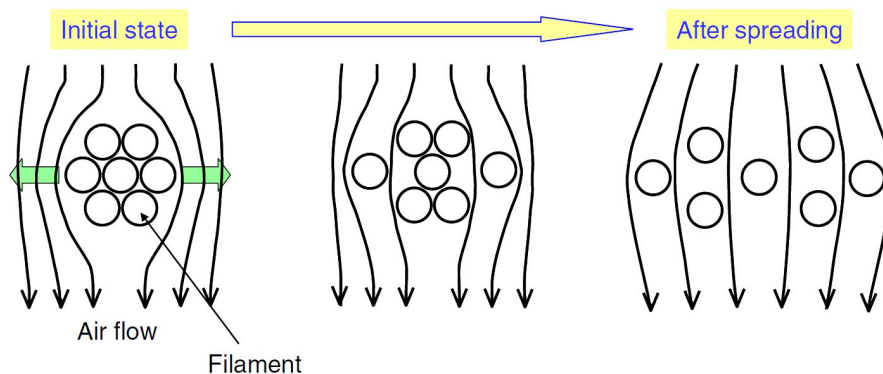
Grund für die Entwicklung des Spreizmechanismus ist laut Kawabe et al. [9] eine verbesserte Infusionseigenschaft, insbesondere bei thermoplastischen Matrix-Systemen. Die Aufspreizung des Tows erfolgt dabei in zwei Schritten; zunächst wird das Tow durch Rollen aufgeweitet und anschließend durch eine pneumatisch betriebene Spreizvorrichtung endgültig und gleichmäßig gespreizt, bevor es als breites, aber dünnes Tow wieder aufgerollt wird. Durch Variation

von Spannung, Rollenlagerung und Luft-Strömung können die Parameter für eine optimale Spreizung bestimmt werden. Dieses Verfahren wurde 1997 als Patent angemeldet [16]. Um das Tape auf die gewünschte Dicke zu reduzieren, können dabei mehrere Spreizungen hintereinander erfolgen. Abbildung 2.1 zeigt schematisch die Aufspreizung und als Foto das Pneumatik-Prinzip.



**Abbildung 2.1:** Schematische Darstellung der Tow-Spreizung mit einem pneumatischen Verfahren (makroskopisch) und Foto des Pneumatik-Prinzips [17]

Ein Querschnitt durch den Luftkanal der Spreizeinheit ist in Abbildung 2.2 dargestellt. Es ist schematisch zu erkennen, wie mit Hilfe des Luftstroms vom dicken Tow ausgehend das dünne Tape entsteht, indem die Fasern auseinander gedrückt werden.



**Abbildung 2.2:** Schema der Tow-Spreizung mit Hilfe von Luftströmung [17]

## 2.3 Eigenschaften von Thin-Ply

Im Folgenden werden die speziellen Eigenschaften von Thin-Ply, oftmals im direkten Vergleich zu gleichem Material mit höheren Flächengewichten, aufgezeigt. Aufgrund unterschiedlicher Lagen- und Probendicken, Lagenaufbauten, Ausgangsmaterialien und Prüfverfahren werden die Ergebnisse relativ, bezogen auf Lamine herkömmlicher Flächengewichte, angegeben. Zudem werden alle Angaben für QI Proben, gefertigt aus Thin-Ply UD-Tape, gemacht, sofern dies nicht anders angegeben wird.

Um das Verhalten der Thin-Ply Materialien zu verstehen, wird zunächst der Begriff „In-Situ Effekt“ erläutert, welcher maßgeblich für die besonderen Eigenschaften der Thin-Ply Lamine verantwortlich ist.

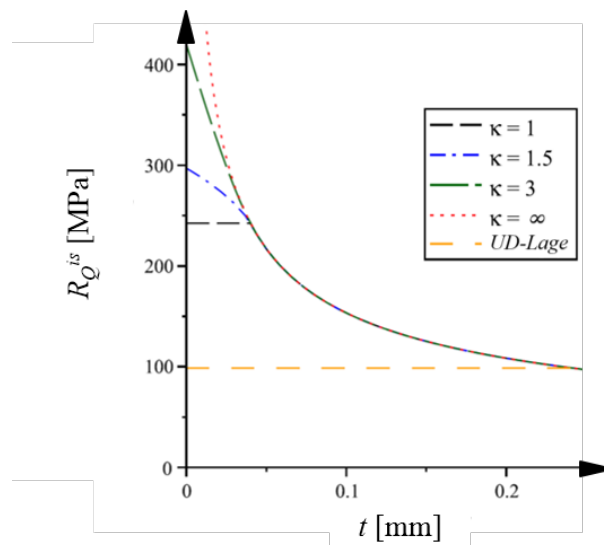
### 2.3.1 In-Situ Effekt

In einem belasteten, multi-direktionalen Laminat bilden sich senkrecht zur Belastungsrichtung Querrisse in der Matrix aus [18]. Dennoch wird laut Dvorak und Laws [19] beobachtet, dass die Entwicklung dieser Matrixrisse erst bei Spannungen auftritt, welche die in UD-Proben gemessene Querkzugfestigkeit übersteigt. Zudem beobachten sie, dass die tatsächliche Festigkeit, also die In-Situ-Festigkeit, der Querlagen sogar mit abnehmender Lagendicke zunimmt. Letzteren Effekt können Parvizi et al. [7] schon 1978 in Zugversuchen bei glasfaserverstärkten Kunststoffen nachweisen. Die Dicke der inneren Lage wird von Parvizi et al. variiert. Bei großen Innenlagendicken zeigen die Proben gleichmäßige Querrisse, bei geringeren Lagendicken wird eine Rissstummung beobachtet und bei sehr geringen Innenlagendicken können diese Querrisse vor dem vollständigen Probenversagen gänzlich unterdrückt werden. Gemäß Camanho et al. [18] gilt der In-Situ Effekt ebenso bei Scherbelastung, er ist jedoch neben der Lagendicke auch von den Lagenorientierungen und der Position im Laminat abhängig. Arteiro [20] schlussfolgert nach seinen Untersuchungen, dass der In-Situ Ansatz auf die Querdruckfestigkeit erweitert werden kann. Querkzug- und druckfestigkeiten sowie Scherfestigkeiten inner- und außerhalb der Ebene nehmen demnach zu, wenn die Dicke der Lage abnimmt und wenn sie zwischen Lagen mit unterschiedlichen Faserorientierungen in einem Laminat eingebettet wird. Dies wirkt sich positiv auf die Verzögerung von matrixdominierten Versagensmechanismen, wie Querrisse und Faserknicken, aus.

Gemäß Amacher et al. [21] verhält sich die In-Situ Festigkeit proportional zu  $1/\sqrt{t}$ , wobei  $t$  die Lagendicke darstellt. In Abbildung 2.3 nach Catalanotti [22] ist der Verlauf der In-Situ Querkzugfestigkeit einer eingebetteten Lage über deren Dicke zu sehen. Für Vergleichszwecke ist auch die Festigkeit einer UD-Lage in gelb eingezeichnet, deren Querkzugfestigkeit unabhängig von der Lagendicke ist. Catalanotti [22] zeigt, dass der Verlauf im Bereich der Thin-Plies stark von der Form der Riss-Widerstandskurve (auch R-Kurve), also vom Rissausbreitungswiderstand, abhängig ist. Verläuft die R-Kurve sehr steil, wie bei einem spröden Material ( $\kappa \rightarrow \infty$ ), so strebt auch die Festigkeit gegen unendlich. Verläuft die R-Kurve hingegen flach und linear, wie bei einem duktilen Material ( $\kappa \rightarrow 1$ ), so bleibt die In-Situ Querkzugfestigkeit bei sehr dünnen Lagen konstant. Dazwischen sind die in der Praxis zu erwartenden Festigkeitsverläufe angesiedelt (Anmerkung: Wie sich im weiteren Verlauf dieses Kapitels zeigen wird, weisen Thin-Ply Lamine ein quasi-sprödes Bruchverhalten auf, siehe „Schadensverlauf, - Eintritt und -Ausmaß“ in Unterabschnitt 2.3.3). Es wird folglich gezeigt, dass bei sehr kleinen Lagendicken auch die Form der Riss-Widerstandskurve berücksichtigt werden sollte, wenn genaue Berechnungen der In-Situ Festigkeit erforderlich sind. Für die In-Situ Querkzugfestigkeit lautet die Gleichung gemäß Camanho [18]:

$$R_Q^{is}(t) = \sqrt{\frac{8G_{Ic}^L}{\pi t \Lambda_{22}^o}} \quad (2.1)$$

mit  $G_{Ic}^L$  als Energiefreisetzungsrate für das Risswachstum in longitudinaler Richtung (Belastungsmodus I) und  $\Lambda_{22}^o$  als ein Parameter der E-Moduln in Längs- und Querrichtung sowie der kleinen Poissonzahl. Für die Herleitung der Gleichung sei auf [18] verwiesen. Catalanotti [22] merkt an, dass diese Gleichung für den expliziten Fall  $\kappa = \infty$  gilt.



**Abbildung 2.3:** In-Situ Querzugfestigkeit der eingebetteten Lage über deren Dicke in Abhängigkeit des R-Kurven-Verlaufs nach [22]

Arteiro et al. [23] fügen hinzu, dass die feine Lagenverteilung der Thin-Plies zu geringeren interlaminaren Spannungen führt, wodurch das Einsetzen der Delamination verzögert wird. Der In-Situ Effekt und die feine Lagenverteilung sorgen bei den Thin-Ply Laminaten für besondere mechanische Eigenschaften, welche auf den folgenden Seiten genauer erläutert werden.

*Anmerkung zu den folgenden Flächengewichts-Angaben:*

In den meisten zitierten Quellen wird direkt das Flächengewicht (in  $\text{g}/\text{m}^2$ ) des jeweiligen Thin-Ply Materials angegeben. In einzelnen Veröffentlichungen wird jedoch nur die Lagendicke (in mm oder  $\mu\text{m}$ ) genannt, wobei die Annahme getroffen wird, dass es sich dabei um die ausgehärtete Lagendicke handelt. Für eine verbesserte Vergleichbarkeit in tabellarischer Auflistung werden diese Angaben oftmals in das Flächengewicht umgerechnet. Für den Faservolumengehalt  $FV$  gilt laut Composite Materials Handbook, Volume 1 [24] Gleichung 2.4.3.2(d):

$$FV = \frac{FAW}{\rho_f \cdot t} \quad (2.2)$$

Nach Umstellen der Gleichung (2.2) erhält man:

$$FAW = \rho_f \cdot t \cdot FV \quad (2.3)$$

Für den Faservolumengehalt wird mit  $FV = 60\%$  eine Annahme gemäß der Daten von [10, 25] gemacht. Für die Faserdichte wird mit  $\rho_f = 1,8 \text{ g}/\text{cm}^3 = 1800000 \text{ g}/\text{m}^3$  die Angabe des vom DLR verwendeten Materials (siehe Unterabschnitt A.5.1) verwendet. Für ein Beispielmateriale mit einer ausgehärteten Lagendicke von  $50 \mu\text{m} = 0,00005 \text{ m}$  wird also berechnet:

$$FAW = 54 \text{ g}/\text{m}^2$$

Auf dieser Grundlage können somit Flächengewichte berechnet werden, auch wenn nur die Lagen-Dicken gegeben sind. Entsprechende Umrechnungen sind mit einem Sternchen (\*) gekennzeichnet. Auch wenn dies die absoluten Angaben unter Umständen leicht verfälscht, so bleibt dennoch das relevante Verhältnis der dünnen und dicken Materialien zueinander

identisch.

Wenn im Rahmen dieser Arbeit von einem Standard- oder herkömmlichen Material die Rede ist, so ist damit, sofern keine anderen Angaben gemacht wurden, ein Halbzeug mit  $150 \text{ g/m}^2$  oder umgerechnet etwa  $150 \mu\text{m}$  als Referenz gemeint.

### 2.3.2 Mechanisches Verhalten

#### Zugfestigkeit- und Eigenschaften:

Die Bestimmung der Zugfestigkeit ist eine weit verbreitete Materialuntersuchung. Alle hier verglichenen Proben sind ungekerbt und auf Coupon Testgröße. Sasayama et al. [10] sind 2004 die ersten, welche Versuche mit Thin-Ply nach der neu entwickelten Fukui Spreiz-Methode (siehe Abschnitt 2.2) durchführen. Es stellt sich heraus, dass je höher  $r$  und je kleiner  $n$  bei einem quasi-isotropen Lagenaufbau von  $[(45_n / -45_n / 0_n / 90_n)_r]_s$  ist, desto höher ist die vorherrschende Zugbelastung bei Erstschichtversagen (*engl.* „First-ply-failure“, FPF). Bei Thin-Ply Proben wird nach dem Versagen keine Delamination festgestellt. Das Erstschichtversagen liegt dabei nur 7% unter der maximalen Zugbelastung und ist 70% höher als bei der Vergleichsprobe mit erhöhter Lagedicke. Die Veränderung der Zugfestigkeit durch den Thin-Ply Einsatz von Sasayama et al. [10] und aus anderer Literatur ist in Tabelle 2.1 zu sehen. Darin ist neben dem Lagenaufbau und den Autoren auch das Flächengewicht des Thin-Ply Materials sowie des Vergleichsmaterials und die Änderung des Festigkeitswertes der Thin-Ply Probe gegenüber der Vergleichsprobe angegeben:

**Tabelle 2.1:** Zugfestigkeit von Thin-Ply Proben bezogen auf Vergleichsproben

Aufbau	Thin-Ply	Vergleich	Änderung	Autoren	Quelle
QI	52 g/m <sup>2</sup> *	156 g/m <sup>2</sup> *	+21%	Sasayama et al.	[10]
QI	22 g/m <sup>2</sup> *	137 g/m <sup>2</sup> *	+20%	Tsai et al.	[26]
QI	40 g/m <sup>2</sup>	125 g/m <sup>2</sup>	+10%	Sihn et al.	[17]
QI	75 g/m <sup>2</sup>	145 g/m <sup>2</sup>	+20%	Yokozeeki et al.	[27]
QI	65 g/m <sup>2</sup> *	135 g/m <sup>2</sup> *	+9%	Moon et al.	[28]
QI	30 g/m <sup>2</sup>	150 g/m <sup>2</sup>	+13%	Amacher et al.	[21]

Die Versuche von Sihn et al. [17] offenbaren eine Steigerung des Elastizitätsmoduls (E-Modul) bei QI-Laminaten unter Zugbelastung von 4% durch den Thin-Ply Einsatz. Die Tests von Yokozeeki et al. [27] ergeben eine Erhöhung des Erstschichtversagens von 60% und lassen ebenfalls eine Erhöhung des E-Moduls erkennen. Moon et al. [28] untersuchen auch den Einfluss von Weltraumbedingungen, wie sie etwa auf einer niedrigen Erdumlaufbahn (LEO) vorherrschen, auf die Zugfestigkeit. Das Thin-Ply Laminat weist unter LEO-Bedingungen eine um 12% höhere Zugfestigkeit auf, als das Vergleichs-Laminat mit dicken Lagen. Als Begründung für die verbesserte Zugfestigkeit kann laut Amacher et al. [21] der In-Situ Effekt herangezogen werden.

#### Druckfestigkeit:

Auch die Druckfestigkeit wird bei Verwendung von Thin-Ply durch den In-Situ-Effekt stets positiv beeinflusst, wie in Tabelle 2.2 zu erkennen ist:



**Tabelle 2.2:** Druckfestigkeit von Thin-Ply Proben bezogen auf Vergleichsproben

Aufbau	Thin-Ply	Vergleich	Änderung	Autoren	Quelle
QI	49 g/m <sup>2*</sup>	147 g/m <sup>2*</sup>	+28%	Kawabe et al.	[25]
QI	75 g/m <sup>2</sup>	145 g/m <sup>2</sup>	+16%	Yokozeki et al.	[27]
UD	30 g/m <sup>2</sup>	100 g/m <sup>2</sup>	+21%	Amacher et al.	[21]
QI	30 g/m <sup>2</sup>	190 g/m <sup>2</sup>	+28%	Lovejoy, Scotti	[29]

**OHT (Open-Hole Tension):**

Thin-Ply Proben mit einem Durchgangs-Loch (*engl.* „Open-Hole“) bilden einen Spezialfall. Nach Kenntnis des Autors ist die Open-Hole Zugfestigkeit (OHT) die einzige Eigenschaft, die bei Thin-Ply Proben im Vergleich zu Proben aus herkömmlichen Lagen geringere Versagenswerte ergibt. Hierfür lässt sich unterschiedliche Ergebnisse in der Literatur finden, welche in Tabelle 2.3 aufgelistet sind:

**Tabelle 2.3:** OHT-Festigkeit von Thin-Ply Proben bezogen auf Vergleichsproben

Aufbau	Thin-Ply	Vergleich	Änderung	Autoren	Quelle
QI	40 g/m <sup>2</sup>	125 g/m <sup>2</sup>	-10%	Sihn et al.	[17]
QI	30 g/m <sup>2</sup>	150 g/m <sup>2</sup>	-25%	Amacher et al.	[21]
QI	30 g/m <sup>2</sup>	300 g/m <sup>2</sup>	-30%	Amacher et al.	[21]
QI	30 g/m <sup>2</sup>	300 g/m <sup>2</sup>	-28%	Masania et al.	[30]
QI	20 g/m <sup>2</sup>	125 g/m <sup>2</sup>	-20%	Huang et al.	[31]
QI	54 g/m <sup>2</sup>	125 g/m <sup>2</sup>	-8%	Huang et al.	[31]

Sihn et al. [17] erklären dieses Verhalten mit der geringen Spannungsrelaxation nahe der Lochkante nach dem Erstsichtversagen. Aufgrund der Spannungskonzentration am Rand des Lochs tritt der anfängliche Schaden tendenziell in der Nähe des Lochs auf. Dieses anfängliche Versagen reduziert die Spannung in der Nähe des Lochs, was zu einer Verringerung der Spannungskonzentration führt. Das Thin-Ply Laminat unterdrückt jedoch den initialen Schaden, so dass sich die Spannung konzentriert, bis es zu einem katastrophalen Versagen kommt [17]. Die Ergebnisse von Amacher et al. [21] stützen die These, dass die OHT-Festigkeit mit zunehmender Lagenstärke steigt. Allerdings sinkt gleichzeitig die Belastung bei Erstsichtversagen. Bei einem Laminat aus 30 g/m<sup>2</sup> Lagen gegenüber einem mit 300 g/m<sup>2</sup> Lagen tritt das Erstsichtversagen demnach erst bei einer 38% höheren Belastung ein. Auch bei Huang et al. [31] beginnt sich der Schaden durch den Einsatz von Thin-Ply erst bei 10% höherer Belastung beziehungsweise bei 14% höherer Dehnung zu entwickeln. Essenziell ist, dass die Open-Hole Fatigue-Eigenschaften von Thin-Ply Proben gegenüber jenen aus herkömmlichen Lagen deutlich verbessert werden (siehe dafür „Fatigue-Verhalten“ ebenfalls in Unterabschnitt 2.3.2).

**OHC (Open-Hole Compression):**

Im Vergleich zur OHT-Festigkeit sind die Eigenschaften bei der Open-Hole Druckfestigkeit (OHC) durch den Thin-Ply Einsatz wieder offensichtlich verbessert, wie in Tabelle 2.4 zu erkennen ist:

**Tabelle 2.4:** OHC-Festigkeit von Thin-Ply Proben bezogen auf Vergleichsproben

Aufbau	Thin-Ply	Vergleich	Änderung	Autoren	Quelle
QI	75 g/m <sup>2</sup>	145 g/m <sup>2</sup>	+9%	Yokozeki et al.	[27]
QI	30 g/m <sup>2</sup>	100 g/m <sup>2</sup>	+11%	Amacher et al.	[21]
QI	30 g/m <sup>2</sup>	300 g/m <sup>2</sup>	+18%	Amacher et al.	[21]
QI	30 g/m <sup>2</sup>	190 g/m <sup>2</sup>	+8%	Lovejoy, Scotti	[29]

Neben der Steigerung der OHC-Festigkeit mit abnehmender Lagendicke bemerken Amacher et al. [21] im gleichen Maße eine Steigerung der Belastung bei Erstschnittversagen. Artero [20] begründet den positiven Thin-Ply Effekt mit dem Versagensmechanismus, welcher bei OHC-Proben aus der Faser-Mikroknickung von 0°-Lagen und dem nachfolgenden Delaminationswachstum um das Loch herum besteht. Die Thin-Ply Laminare besitzen im Vergleich zu den Standardlaminaten eine höhere Beständigkeit gegen Rissbildung sowie Delaminationswachstum und weisen deshalb höhere Druckfestigkeiten auf.

#### CAI (Compression After Impact):

Die Kompressionsfestigkeit nach einem Aufprall (*engl.* „Crompression After Impact“, CAI) spielt bei Bauteilen in der Luftfahrt eine bedeutsame Rolle. Durch den Einsatz von Thin-Ply wird diese Restdruckfestigkeit gesteigert. Zuerst können Sihm et al. [17] feststellen, dass Proben mit Lagendicken von 125 g/m<sup>2</sup> nach dem Impact früher als jene mit nur 40 g/m<sup>2</sup> mit dem Beulen (*engl.* „Buckling“) beginnen und daraufhin delaminieren. Dies deutet auf einen schwereren Delaminationschaden hin als bei den Thin-Ply Proben. Weitere Ergebnisse sind in Tabelle 2.5 aufgeführt:

**Tabelle 2.5:** CAI-Festigkeit von Thin-Ply Proben bezogen auf Vergleichsproben

Aufbau	Spez. Energie	Thin-Ply	Vergleich	Änderung	Autoren	Quelle
QI	6,7 J/mm	75 g/m <sup>2</sup>	145 g/m <sup>2</sup>	+8%	Yokozeki et al.	[27]
QI	0,75 J/mm	41 g/m <sup>2</sup> *	159 g/m <sup>2</sup> *	+23%	Saito et al.	[6]
QI	6,7 J/mm	72 g/m <sup>2</sup> *	145 g/m <sup>2</sup> *	+8%	Cugnoni et al.	[32]

Yokozeki et al. [27] stellen zwar eine Verbesserung der CAI-Restfestigkeit fest, jedoch keine erhebliche Beeinflussung der Delaminationsfläche nach dem Impact. Gemäß den Versuchen von Saito et al. [6] ist die Delaminationsfläche bei den Thin-Ply Proben hingegen größer. Die Querrisse nehmen bei ihren Thin-Ply Laminaten drastisch ab, die lokale Delamination hingegen ist ausgedehnter. Sie resümieren, dass Thin-Ply Laminare einzelne sowie lokale Querrisse ausbilden und die Delamination weitgehend in der Mittelebene propagiert wird, wenn die Lagendicke kleiner oder gleich 40 µm beträgt. Zudem demnach scheint eine Energiefreisetzungsrate von 40 J/m<sup>2</sup> ein Schwellenwert für die drastische Rissausbreitung zu sein.

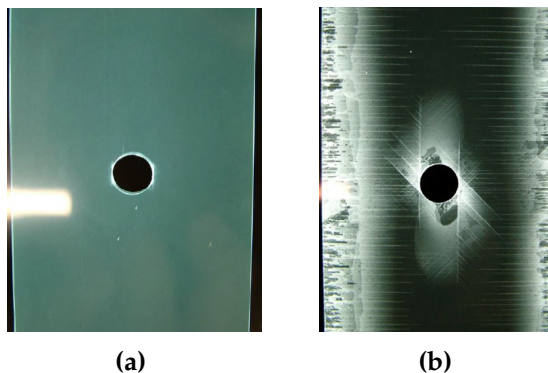
Zu beachten ist die unterschiedlich gewählte spezifische Impact-Energie bezogen auf die Probendicke  $t$ . Ergänzende Untersuchungen zur CAI-Festigkeit hat auch das DLR unternommen. Diese Ergebnisse sind in Unterabschnitt 2.6.2 zu finden.

**Biegeeigenschaften:**

Die Längsbiegesteifigkeit von Thin-Ply Proben mit  $75 \text{ g/m}^2$  dicken Lagen wird von Yokozeki et al. [27] als 10% höher festgestellt, als bei Vergleichsmaterial mit  $145 \text{ g/m}^2$ . Kim et al. [33] untersuchen die Biegesteifigkeit einer Tragfläche aus Thin-Ply NCF mit  $150 \text{ g/m}^2$ , also  $75 \text{ g/m}^2$  pro Lage. Die Thin-Ply Tragfläche weist eine Steigerung der Biegesteifigkeit von 25% auf. Das Vergleichsmaterial hat ein Flächengewicht von  $410 \text{ g/m}^2$ , also  $205 \text{ g/m}^2$  pro Lage. Nach Bhudolia et al. [34] erhöht sich die Biegefestigkeit bei NCF Material mit Flächengewicht von  $200 \text{ g/m}^2$  (also  $100 \text{ g/m}^2$  pro Lage) gegenüber NCF mit doppeltem Flächengewicht um 11,6% und der zugehörige Biegemodul um 12,2%. Die Biegeeigenschaften werden von Yamashita et al. [35] sogar nach einem Blitzschlag untersucht. Während Biegefestigkeit und Biegemodul, hier mit thermoplastischer Matrix, für dicke und dünne Lagen vor dem Blitzschlag vergleichbar sind, so bleibt nach dem Blitzschlag die Biegefestigkeit bei den  $44 \text{ }\mu\text{m}$  dünnen Lagen zu mindestens 80% erhalten, bei  $132 \text{ }\mu\text{m}$  dicken Lagen hingegen nur zu maximal 72%.

**Fatigue-Verhalten:**

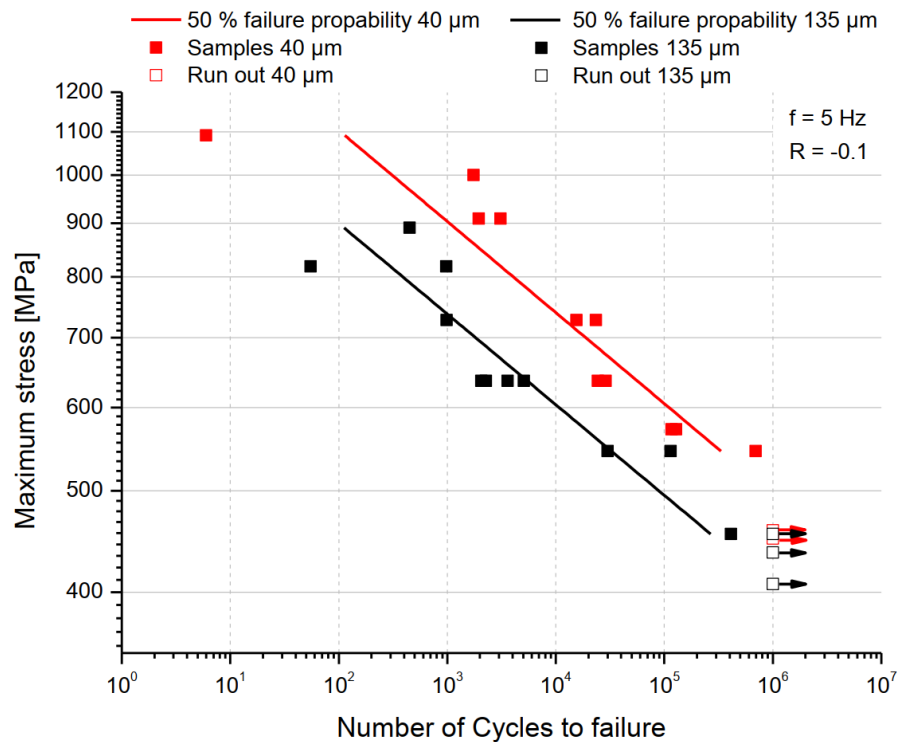
Die Fatigue-Eigenschaften von Proben bestehend aus Thin-Ply sind deutlich verbessert gegenüber Proben mit herkömmlichen Lagendicken. Bereits Tsai et al. [26] stellen durch Röntgenuntersuchungen qualitativ fest, dass Thin-Ply Proben (OHT) mit nur  $22 \text{ g/m}^2$ \* ein merklich besseres Fatigue-Verhalten zeigen, als jene mit  $137 \text{ g/m}^2$ \* schweren Lagen. Deutlich ist dies in Abbildung 2.4, einer Röntgenaufnahme nach 100.000 Zyklen, zu sehen:



**Abbildung 2.4:** Röntgenaufnahmen einer Thin-Ply Probe (a) und einer herkömmlichen Probe (b) nach Wechselbelastung [26]

Nishikawa et al. [36] stellen bei ihren Fatigue-Versuchen mit Spread-Tow Gewebe (Lagendicke  $50 \text{ }\mu\text{m}$ ) trotz  $600 \text{ MPa}$  Belastung und  $10^6$  Zyklen keine Risse oder Schäden in den Thin-Ply Proben fest, hingegen weisen Proben mit herkömmlichen Lagendicken von  $150 \text{ }\mu\text{m}$  im Gewebe bereits deutlich sichtbare Risse auf. Aus den Ergebnissen wird abgeleitet, dass das Kriterium der Ermüdungsrissentstehung und -ausbreitung von der Lagendicke beeinflusst wird. Amacher et al. [21] stellen bei ihren OHT-Fatigue Versuchen fest, dass die Thin-Ply Probe eine deutliche Ermüdungsgrenze bei etwa  $320 \text{ MPa}$  aufweist. Unterhalb dieser Belastung werden, wenn überhaupt, nur marginale Schäden registriert. Folglich prophezeien sie, dass mit Thin-Ply Laminaten unterhalb der Ermüdungsgrenze nahezu unendliche Lebensdauer erreicht werden kann. Im Vergleich zu Proben aus Lagen mit  $300 \text{ g/m}^2$  erreichen Thin-Ply Proben aus Lagen mit  $30 \text{ g/m}^2$  bei der gleichen Belastung von  $316 \text{ MPa}$  anstatt unter 20000 Zyklen über  $10^6$  Zyklen. Kötter et al. [37] zeigen in ihrem Dauerschwingversuch die Unterschiede zwischen Thin-Ply Proben ( $40 \text{ }\mu\text{m}$  Lagendicke) und jenen aus herkömmlichem Material ( $135 \text{ }\mu\text{m}$  Lagendicke) auf.

Deutlich ist in Abbildung 2.5 die Verschiebung zu höheren Zyklen bei gleicher Belastung durch den Thin-Ply Einsatz zu erkennen. Die Proben entwickeln zwar Zwischenfaserbrüche, jedoch keine Delaminationen und halten deshalb etwa eine Größenordnung mehr Belastungs-Zyklen aus.



**Abbildung 2.5:** S-N Kurve in Abhängigkeit der Lagendicke mit einem Auslaufkriterium von  $n = 10^6$  Zyklen, einem Spannungsverhältnis von  $R = -0,1$  und einer Frequenz von  $f = 5$  Hz [37]

#### Scherfestigkeit:

Die Scherfestigkeit wird von Huang et al. [38] und von Lovejoy zusammen mit Scotti [29] untersucht. Die Autoren können deutliche Steigerungen der Scherfestigkeit feststellen, wie sie auch in Tabelle 2.6 vermerkt sind. Optische Schlibfbilder offenbaren bei den Thin-Ply Proben von Huang et al. [38] im Vergleich zu den Standardproben relativ homogene Mikrostrukturen mit weniger Harznestern, gleichmäßigerer Faserverteilung und einer geringeren Anzahl an Defekten, was neben dem In-Situ Effekt eine Erklärung für die höhere Scherfestigkeit darstellt. Eine weitere Konsequenz ist der kleinere Variationskoeffizient der Kennwerte. Mehr Informationen dazu unter „Kennwert-Streuung“ in Unterabschnitt 2.3.3.

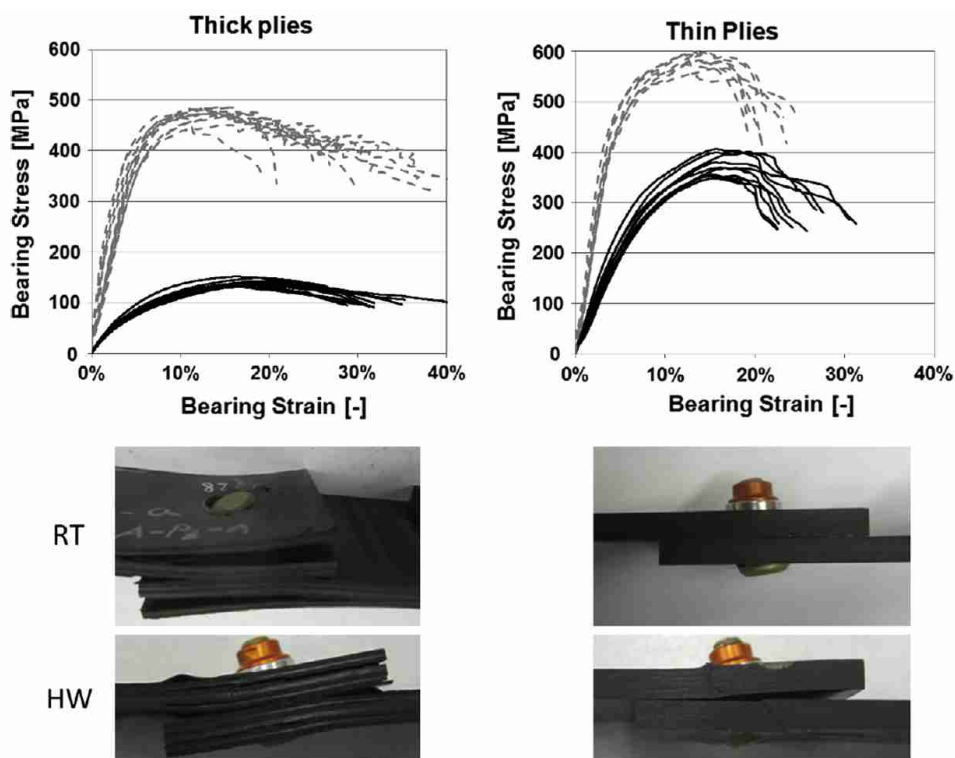
**Tabelle 2.6:** Scherfestigkeit von Thin-Ply Proben bezogen auf Vergleichsproben

Aufbau	Thin-Ply	Vergleich	Änderung	Autoren	Quelle
QI	54 g/m <sup>2</sup>	125 g/m <sup>2</sup>	+11%	Huang et al.	[38]
QI	20 g/m <sup>2</sup>	125 g/m <sup>2</sup>	+12%	Huang et al.	[38]
QI	30 g/m <sup>2</sup>	190 g/m <sup>2</sup>	+9%	Lovejoy, Scotti	[29]

**Lochleibungsfestigkeit:**

Die Lochleibungsfestigkeit von Thin-Ply Proben ist gegenüber jenen mit dickeren Lagen verbessert. Dies ist anhand einiger Literaturangaben in Tabelle 2.7 festgehalten.

Arteiro et al. [39] testen die Verbesserung der Tragfähigkeit (etwa bei einer Bolzenverbindung) durch den Einsatz von Thin-Ply NCF. Die verbesserten Eigenschaften der Thin-Ply Lamine kann sich demnach aus der Fähigkeit der Thin-Ply Lamine ergeben, den Beginn und die Ausbreitung von Schädigungsmechanismen wie Delamination, Faserknicke, Matrixrisse und Scherrisse durch die Dicke zu blockieren. Amacher et al. [21] bestätigen dies und weiten den Versuch auf heiß-feuchte Umgebung (90 °C) aus. Auch in diesen Bedingungen versagen die Proben mit den dickeren Lagen (300 g/m<sup>2</sup>) bei deutlich geringerer Last. Die Proben aus Thin-Ply Material (30 g/m<sup>2</sup>) halten mit 138% zusätzlicher Belastung sogar deutlich mehr als die doppelte Last aus. Das Schaubild der Versuchsauswertung ist in Abbildung 2.6 dargestellt.



**Abbildung 2.6:** Lochleibungsspannung über der Dehnung bei Raumtemperatur (RT, grau gestrichelt) und im Heiß-Feuchten-Zustand (HW, schwarz durchgezogen) mit entsprechenden Schadensbildern für dicke und dünne Lagen nach [21]

Sie schlussfolgern deshalb, dass sich das Reduzieren der Lagendicke auf matrixdominierte Versagensmodi auswirkt, die mit dünneren Lagen weniger kritisch werden. Doll [40] kann die Verbesserung der Lochleibungsfestigkeit mit Thin-Ply Material bestätigen und durch die zusätzliche Hybridisierung mittels Verwendung von Titanlagen gar nochmals steigern (mehr Informationen dazu unter „Eignung zur Hybridisierung“ in Unterabschnitt 2.3.4).

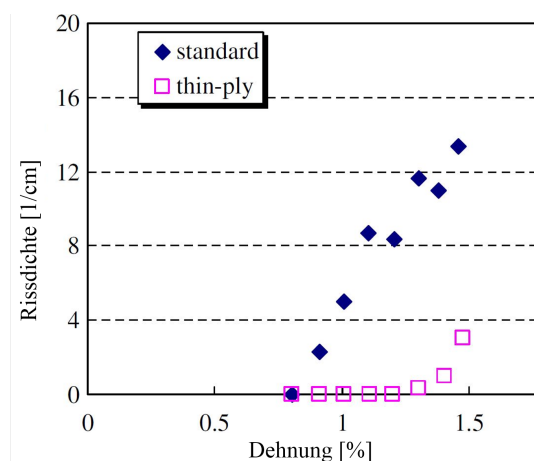
**Tabelle 2.7:** Lochleibungsfestigkeit von Thin-Ply Proben bezogen auf Vergleichsproben

Aufbau	Thin-Ply	Vergleich	Änderung	Autoren	Quelle
QI	75 g/m <sup>2</sup>	190 g/m <sup>2</sup>	+20%	Arteiro et al.	[39]
QI (RT)	30 g/m <sup>2</sup>	300 g/m <sup>2</sup>	+23%	Amacher et al.	[21]
QI (HW)	30 g/m <sup>2</sup>	300 g/m <sup>2</sup>	+138%	Amacher et al.	[21]
QI	40 g/m <sup>2</sup>	194 g/m <sup>2</sup>	+37%	Doll	[40]

### 2.3.3 Verhalten bei Schädigung

#### Rissausbreitung:

Proben bestehend aus Thin-Ply Lagen weisen gegenüber jenen mit herkömmlichen Lagendicken eine ausgeprägte Risshemmung auf. In Abbildung 2.7 ist die Rissdichte über der Dehnung der Proben aus der Untersuchung von Yokozeki et al. [27] zu sehen. Sie vergleichen dabei Thin-Ply Proben (Flächengewicht von 75 g/m<sup>2</sup>) mit Standard-Proben (Flächengewicht von 145 g/m<sup>2</sup>). Deutlich zu sehen ist, dass sich bei den Thin-Ply Proben Risse erst bei einer Dehnung von etwa 1,3% ausbilden, während diese sich bei der Standard-Probe bereits bei einer Dehnung von nur 0,8% entwickeln. Bei der Dehnung von 1,5% ist die Rissdichte der Standard-Probe etwa viermal höher.



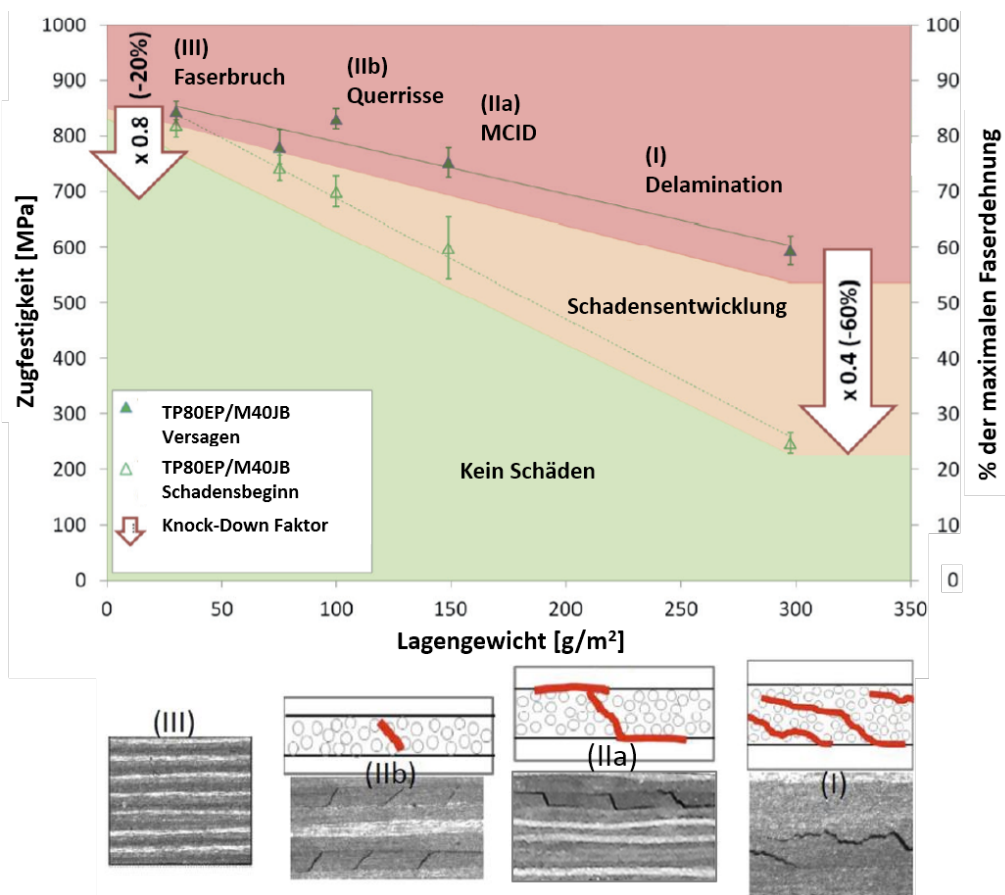
**Abbildung 2.7:** Akkumulierte Matrix-Rissdichte als Funktion der angewandten Laminat-Dehnung nach [27]

Saito et al. [41] untersuchen den Rissunterdrückungseffekt numerisch. Bei Thin-Ply mit 40 µm Lagen tritt dieser durch die Abnahme der Energiefreisetzungsrate an der Rissgrenze auf. Der Riss durchdringt die 90°-Lage erst nach 1,5% Dehnung vollständig, bei Proben mit 80 und 120 µm Lagendicke findet eine starke Rissverlängerung schon bei einer Dehnung von 1% statt. Sie schlussfolgern, dass die Rissöffnungsverschiebung bei Thin-Ply Materialien geringer ist.

#### Schadensverlauf, -eintritt und -ausmaß:

Cugnoni et al. [32] testen Thin-Ply Proben mit Lagendicken kleiner als 134 µm und erreichen dabei Festigkeiten, die annähernd der Bruchdehnung der Fasern entspricht. Das Erstschichtversagen tritt teilweise erst bei 92% der maximalen Faserdehnung ein. Im Vergleich dazu versagen Proben aus 134 µm dicken Lagen im Bereich von 41-66% der Faserdehnung, wobei sich die

Schäden bereits bei 25-50% der maximalen Faserdehnung zu entwickeln beginnen. Tsai et al. [26] stellen fest, dass die Belastung bei Erstschichtversagen bei Thin-Ply Proben aus 20  $\mu\text{m}$  Lagen dreimal größer ist als bei gleichem Material mit einer Lagendicke von 127  $\mu\text{m}$ . Amacher et al. [21] zeigen gar, dass das Erstschichtversagen im Fall von Thin-Ply mit einem Flächengewicht von 30  $\text{g}/\text{m}^2$  erst bei 97% der maximalen Zugspannung eintritt. Laminate mit Flächengewicht von 100  $\text{g}/\text{m}^2$  zeigt zwar fast die gleiche Zugfestigkeit, aber ein früheres Erstschichtversagen. Bei Thin-Plies ist die Schadensausbreitung insgesamt behindert, so dass nur sehr begrenzte Schäden entstehen, bis es zu einem Faserausfall in den 0°-Lagen kommt. Sie begründen dies mit dem In-Situ Effekt, welcher zu Beginn des Kapitels erklärt wurde. Dargestellt ist dieser Zusammenhang in Abbildung 2.8. Diese Visualisierung bietet eine aussagekräftige Darstellung der Schadensmechanismen in Abhängigkeit vom Flächengewicht der Lagen.



**Abbildung 2.8:** Zugfestigkeit und Schadensentwicklung von Proben im Zugversuch über dem Flächengewicht der Lagen mitsamt mikroskopischen Aufnahmen nach [32, 42, 43]

Gemäß Cugnoli et al. [32] kann dieses ein Schaubild in drei Schadenszonen aufgeteilt werden:

In *Zone I* ist die Delamination der vorherrschende Versagensmechanismus, welche ab 25% der Maximaldehnung der Fasern beginnt. Das Versagen tritt um einen Wert auf, welcher der Tragfähigkeit der 0°-Lagen allein entspricht (bis 66% der kritischen Faserdehnung).

*Zone II* bildet eine Übergangszone, welche in die Bereiche *IIa* und *IIb* aufgeteilt werden kann. Bei ausreichend großer Lagendicke (*IIa*) folgt auf die Querrissbildung direkt eine lokale Dela-



mination (MCID in der Abbildung steht für „Matrix Cracking Induced Delamination“, also für die Delamination hervorgerufen durch Matrixrisse). Bei dünneren Lagen (*IIb*) breiten sich freie Kantenquerrisse gemäß Saito et al. [41] in einigen Fällen nur teilweise durch die Dicke der Lage aus und führen nicht zur Delamination.

In *Zone III*, gibt es nahezu keine erkennbaren Schäden vor dem Versagen, welches folglich quasi-spröde eintritt. Zu Beginn der Schädigung des Laminats wird hier bis zu 90% der maximalen Faserdehnung erreicht, das endgültige Versagen tritt erst bei bis zu 100% ein. Quasi-isotrope Thin-Ply Laminat sind hier angesiedelt.

Bemerkenswert ist, dass das von Dransfeld et al. [44] beschriebene quasi-isotrope Laminat mit T800-Fasern (67  $\mu\text{m}$  Lagendicke) ein Erstschnittversagen von über 900 MPa aufweist und erst bei über 1100 MPa ausfällt. Dieses Ergebnis zeigt, dass optimierte Thin-Ply Laminat das volle Potenzial der Fasern ausschöpfen können. Es wird 100% der maximalen Faserenddehnung erreicht und ein Erstschnittversagen bei erst 85% dieses Wertes festgestellt. Beim OHT-Versuch wird eine spröde makroskopische Querrissinitiierung am Scheitelpunkt des Lochs in den Thin-Ply Verbundlaminaten beobachtet; dieser spröde Versagensmodus ist in Abbildung 2.9 mittig und rechts zu sehen.



**Abbildung 2.9:** Bruchbilder von Proben mit Lagendicken von 125, 55 und 20  $\text{g}/\text{m}^2$  nach [38] Bei den bisher vorgestellten Zug-, OHT- und OHC-Festigkeiten beginnt der Schaden sich demzufolge erst bei bereits sehr hohen Belastungen zu entwickeln.

Blitzeinschläge sind bei Bauteilen in der Luftfahrt unvermeidbar. Deshalb müssen dadurch hervorgerufene Schäden minimiert werden. Blitzschlagtests werden an Thin-Ply Proben von Yamashita et al. [35] durchgeführt. Bei QI-Laminaten mit thermoplastischer Matrix beträgt die Schadensfläche nach dem Blitzschlag bei Thin-Ply Proben aus 44  $\mu\text{m}$  dünnen Lagen im Vergleich zu jenen mit Lagendicken von 132  $\mu\text{m}$  je nach Stromstärke nur 44-52%. Auch die Biegeeigenschaften bleiben deutlich besser erhalten (siehe hierzu „Biegeeigenschaften“, ebenfalls in Unterabschnitt 2.3.2). Thin-Ply Material ist demnach zudem effektiv für die Schadensunterdrückung bei Anwendung auf blitzschlagfesten Verbundstrukturen.

Im Flugzeugbau wird die Dehnung von Faserverbundbauteilen laut Sasayama et al. [10] auf 0,4% begrenzt. Sie stellen fest, dass damit etwa eine Marge vom Faktor 2 bis zum Erstschnittversagen erhalten bleibt, jedoch der Vorteil der hohen spezifischen Festigkeit von Verbundwerkstoffen nicht vollständig ausgenutzt werden kann. Durch den Thin-Ply Einsatz erhoffen sie sich, dass die Sicherheit von Strukturbauteilen erheblich verbessert, und gleichzeitig eine Gewichtsreduktion erreicht werden kann, da höhere Dehnungen ohne Risse oder Schädigungen als bei Laminaten mit herkömmlichen Lagendicken möglich sind, und da das Erstschnittversagen später einsetzt. Gemäß Breuer [45] kann für Kohlefaserverstärkte Kunststoffe (CFK) das Konzept „kein Risswachstum“ angewendet werden. Er schreibt, ebenso wie schon Sasayama et



al. [10], dass die maximale Dehnung einer dynamisch belasteten CFK-Struktur typischerweise auf 0,4% begrenzt wird (gilt für die Ultimate Load, also der maximalen zu erwartenden Last multipliziert mit dem Sicherheitsfaktor), damit sich Risse oder weitere Materialschäden nicht innerhalb der Struktur ausbreiten. Wie auf vorherigen Seiten unter „Risswachstum“ gezeigt wurde, beginnen sich bei Thin-Ply Laminaten Risse erst bei erheblich größeren Dehnungen auszubreiten. Deshalb bieten die Eigenschaft wie die Risshemmung ein enormes Potenzial für zukünftige Gewichtseinsparungen.

#### **Kennwert-Streuung und B-Value:**

Huang et al. [31] beobachten bei ihren OHT-Zugversuchen eine weniger als halb so große Standardabweichung wie sie Proben mit dickeren Lagen aufweisen. Das bedeutet, dass Thin-Ply Bauteile gleichmäßigere mechanische Eigenschaften besitzen, was auf das homogenere Gefüge und die gleichmäßige Stapelung zurückzuführen ist.

Eine niedrige Kennwert-Streuung resultiert in einem höheren B-Basis-Wert (*engl.* „B-Value“). Dieser stellt einen bedeutsamen Kennwert für die Design-Allowables als Teil der Zulassung von Faserverbundbauteilen dar. Im Folgenden wird dieser Wert nach Composite Materials Handbook, Volume 1 [24] definiert:

B-Basis-Wert: Das Festigkeitsniveau, das von 90% eines Satzes von Prüfmustern mit 95%iger Sicherheit überschritten wird.

Grundsätzlich gilt somit: Je höher der Mittelwert des Prüfsatzes und je geringer die Variation der Ergebnisse, desto höher der Basis-Wert. Für die Gleichungen sei hier auf das Composite Materials Handbook, Volume 1 [24] verwiesen.

Amacher et al. [46] berechnen neben den absoluten Festigkeitswerten und der Standardabweichung für die Druckfestigkeit von UD-Laminaten auch den B-Value. Diese Werte sind in Abbildung 2.10 neben den ausgefüllten Balken mit den absoluten Festigkeitswerten als hohle Balken zu sehen. Es ist zu erkennen, dass bei Thin-Ply Proben, aufgrund der hohen Druckfestigkeit und der zusätzlich geringen Streuung der Festigkeiten, der B-Value etwa 75% der absoluten Festigkeit beträgt. Bei Proben mit dickeren Lagen macht der B-Value nach gleicher Berechnung maximal 40% der absoluten Festigkeit aus. Somit können Faserverbundbauteile durch den Einsatz von Thin-Ply Materialien ihr Potenzial der hohen spezifischen Festigkeit deutlich besser ausnutzen. Ergänzende Versuche mit B-Value Ermittlung sind in Unterabschnitt 2.6.2 zu finden.

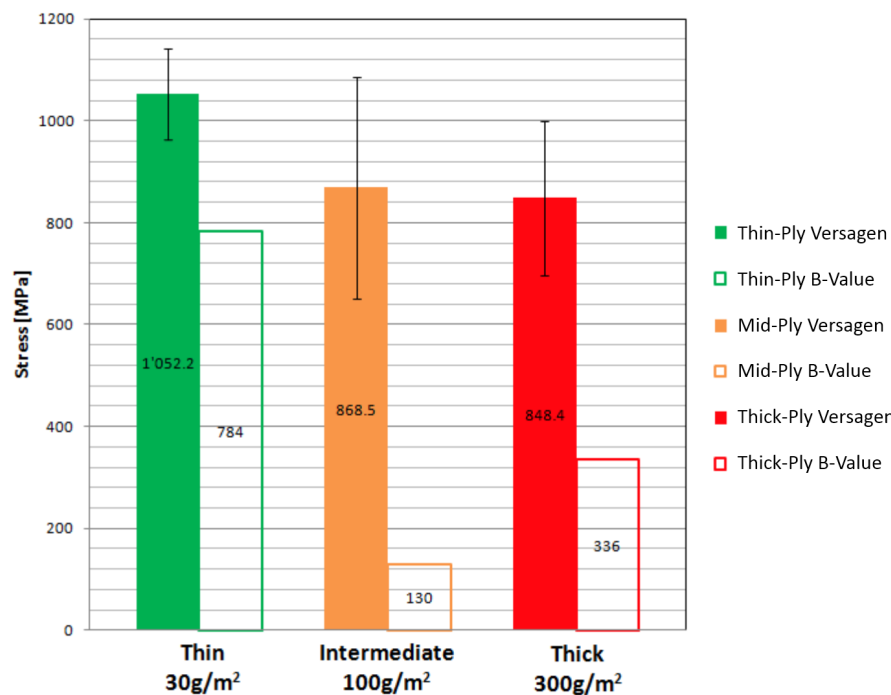


Abbildung 2.10: Druckfestigkeit mit B-Value der Proben in Abhängigkeit des Flächengewichts nach [46]

### 2.3.4 Weitere Eigenschaften

#### Eigenschaften mit thermoplastischer Matrix:

Auch für thermoplastische Matrix-Systeme sind dünnlagige Lamine geeignet. Sie weisen hier ähnliche Vorteile gegenüber Proben erhöhter Lagendicke auf, wie dies bei den bisher aufgezeigten Versuchen mit duroplastischer Matrix der Fall war. Exemplarisch wurden in Unterabschnitt 2.3.2 und Unterabschnitt 2.3.3 schon die Biege- und Blitzschlageigenschaften genannt. In vorhandener Literatur werden davon abgesehen Versuche mit biaxialem NCF und Flächengewichten von 200 g/m<sup>2</sup> (also 100 g/m<sup>2</sup> pro Lage) gegenüber 400 g/m<sup>2</sup> ausgemacht. Dort können Bhudolia et al. [34, 47] beim CAI-Versuch bei den Proben mit leichtem Flächengewicht im Vergleich zu entsprechenden Proben mit höherem Flächengewicht um bis zu 19,2% höhere Restfestigkeiten ausmachen (je nach Impact-Energie). Zudem wird eine bis zu 33,7% höhere Belastung festgestellt, bei welcher das Erstschichtversagen auftritt. Die maximale Zugspannung ist 26% höher als bei NCF mit schweren Lagen. Der E-Modul wird im Vergleich zu den Proben mit dicken Lagen um 16,7% gesteigert. Das dünnlagige Verbundlaminat zeigt eine 12% höhere interlaminare Scherfestigkeit als jenes mit dickeren Lagen. Die Proben werden dabei per „Vacuum Assisted Resin Infusion“ (VARI) [34] beziehungsweise „Resin Transfer Moulding“ (RTM) [47] gefertigt.

#### Eignung zur Infiltration:

Da oftmals mit Thin-Ply Prepreg gearbeitet wird, liegen derzeit nur in geringem Umfang Informationen zum Infiltrationsverhalten von Thin-Ply Trockenfasern vor. Zur Auswahl kommen dafür primär Spread-Tow Gewebe und NCF.

Die Fertigung eines Laminats aus NCFs im Harzinfusionsverfahren ist laut Bhudolia et al. [48]

aufgrund der unterschiedlichen Nahtmuster und des Widerstandes gegen das Fließen des Harzes, insbesondere bei den dünnen NCF-Varianten, mit Schwierigkeiten verbunden. Bei dünnen NCFs wirkt demnach der Eigenwiderstand dem Polymerfluss entgegen. Neacsu et al. [49] stellen bei ihren Experimenten mit der Epoxid-Harzfilm-Infusion bei Thin-Ply NCF fest, dass überschüssiges Harz aufgrund der sehr geringen Querpermeabilität der Fasern nicht vom Layup in die Entlüftungsschicht übertragen werden kann. Dies führt zu einer ungleichmäßigen Harzverteilung zwischen den Lagen, zu einem geringen Faservolumengehalt von nur 47% und schließlich zu einer dickeren ausgehärteten Platte, als erwartet. Gizik et al. [14] fügen hinzu, dass dies auch auf den höheren Prozentsatz an Garn pro Lage bei NCF mit geringerem Flächengewicht zurückgeführt werden kann. Die Permeabilität von Thin-Ply NCF ist hingegen besser als jene der Tapes. Bei Tape-Materialien nimmt die Permeabilität aufgrund der besseren Homogenität und geringeren Porosität mit geringerem Flächengewicht ebenfalls ab [14]. Bei Spread-Tow Gewebe zeigt sich, dass dieses Material besser infiltriert wird als konventionelle Carbon-Gewebe [50].

#### **Eignung zur Schäftung und Klebung:**

Bei der Eignung zur Schäftung gilt nach Creemers [51]: Je homogener ein Laminat durch die Dicke ist, desto geringer und konstanter ist die Scher- und Schälspannung innerhalb der Klebeverbindung. Aus Sicht der Festigkeit der Klebeschicht ist es daher vorteilhaft, ein Laminat mit Thin-Plies anstelle von dickeren Lagen zu verwenden. Beispielfhaft errechnet er bei einer konischen Schäftung (*engl.* „Tapered“) für 125  $\mu\text{m}$  dünne Lagen gegenüber 250  $\mu\text{m}$  dicken Lagen eine 12,5% geringe Scherbelastung, bei einer abgestuften (*engl.* „Stepped“) Klebefläche ist die Belastung gar 22% geringer. Die experimentellen Ergebnisse von Kupski et al. [52] zeigen eine Zunahme der Überlappungsscherfestigkeit um 16% und eine Steigerung der bis zum Versagen aufgebrauchten Dehnungsenergie um 21%. Sie verwenden dafür 50  $\mu\text{m}$  dünne Lagen im Vergleich zu 200  $\mu\text{m}$  Lagendicken im Zugversuch mit einschnittiger Klebeverbindung. Des Weiteren bemerken sie, dass dadurch das Erstschnittversagen zu einer 47% höheren Belastung verschoben wird.

#### **Eignung zur Hybridisierung:**

Thin-Ply Materialien bieten gleich in zweierlei Hinsicht Potenzial für eine Hybridisierung: Thin-Ply Lagen können mit dickeren Faserlagen kombiniert werden oder aber mit verschiedenen Metallen beziehungsweise Legierungen. Für Letzteres sei auf Doll [40] und Masania et al. [30] verwiesen. Zudem stellen Kötter et al. [53] bei Hybridproben aus Thin-Ply mit 30  $\text{g}/\text{m}^2$  und Stahlfolie an Stelle der 90°-Lagen eine Verbesserung der OHT-Festigkeit gegenüber reinen Thin-Ply Proben um bis zu 60% fest, sogar wenn diese Festigkeit auf die Dichte bezogen wird, kann sie um 33% gesteigert werden. Damit liegt die spezifische Festigkeit auch etwa 15% höher als sie bei Proben aus reinen Kohlefaserlagen mit Flächengewichten von 240  $\text{g}/\text{m}^2$  erreicht werden können.

Yokozeiki et al. [54] finden heraus, dass die CAI-Festigkeit durch Lagendicken-Hybridisierung beeinflusst werden kann. Dass die Festigkeit durch Thin-Ply gegenüber dicken Lagen gesteigert werden kann, ist bereits bekannt. Jedoch kann auch dieser Wert nochmals um 1,5% gesteigert werden durch einen Lagenaufbau, der innen aus dicken (145  $\text{g}/\text{m}^2$ ) und außen aus dünnen Lagen (75  $\text{g}/\text{m}^2$ ) besteht. Ein gegenteiliger Aufbau (außen dick, innen dünn) verschlechtert das Ergebnis auf das Niveau von reinen dicken Lagen. Die Verwendung sowohl der Thin-Plies und als auch der normalen Lagen im gleichen Laminat bietet laut Sebaey und Mahdi [55] die

Vorteile der höheren Festigkeit aus den Thin-Plies und vermeidet gleichzeitig das spröde Bruchverhalten dieser Verbundwerkstoffe. Das von Dransfeld et al. [44] erforschte Hybridmodell (bestehend aus zwei Kohlefasersorten mit 67 bzw. 20  $\mu\text{m}$  und je mehreren Lagen gleicher Orientierung überlagert) bietet eine deutlich verbesserte translaminare Zähigkeit, bei gleichzeitig ausgeprägtem pseudo-duktilen Verhalten gegenüber Proben mit herkömmlichen Lagendicken. Es wurden etwa 0,47% pseudoplastische Dehnung vor den Ausfall erreicht. Die Lagenhybridisierung in Thin-Ply Laminaten bietet daher einen Kompromiss in Bezug auf Pseudoduktilität, Festigkeit und Erstschichtversagen. Besonders interessant sind die Ergebnisse von Lovejoy und Scotti [56]. Sie untersuchen die mögliche Erhöhung der CAI-Festigkeit an der Flügelschale durch den Einsatz von Thin-Ply-Verbundmaterial gegenüber dem herkömmlichen Material mit 190  $\text{g}/\text{m}^2$ . Um die Auswirkungen auf die Herstellungskosten durch die Verwendung einer großen Anzahl von Thin-Plies gering zu halten, werden Hybrid-Lamine verwendet, welche Thin-Ply Lagen mit Standard-Lagen kombinieren. Die Verwendung von 70  $\text{g}/\text{m}^2$  Material für die 45°-Lagen (190  $\text{g}/\text{m}^2$  Material für die restlichen Lagen) resultiert potenziell in einer Gewichtsreduktion von 13% beim axial versteiften Laminat (*engl.* „Hard-Laminat“). Im QI-Laminat kann damit sogar eine Gewichtseinsparungen von 37% erreicht werden.

### 2.3.5 Zusammenfassung der Grundlagen und Eigenschaften

Thin-Ply Materialien werden durch Tow-Spreizung hergestellt, dabei bietet sich der pneumatische Prozess, entwickelt von Kawabe, ohne Faserschädigungen an. In einem multidirektionalen Laminat wirkt der In-Situ Effekt, so dass sich die Querzug- und Druckfestigkeit, sowie die Scherfestigkeit gegenüber UD-Laminaten erhöht. Dieser Effekt wird mit geringerer Lagendicke weiter verstärkt. Es wurde anhand einer Literatur-Recherche aufgezeigt, dass Thin-Ply Lamine mit einem Flächengewicht von 20 bis zu 100  $\text{g}/\text{m}^2$  durch den In-Situ Effekt und eine quasi-homogene Mikrostruktur verbesserte mechanische Eigenschaften bei fast allen Belastungen aufweisen, als Vergleichsproben gleichen Materials mit erhöhtem Flächengewicht. Dies ist in Tabelle 2.8 anhand von Literaturwerten aus Unterabschnitt 2.3.2 zusammengefasst. Selbst bei Belastung mit Durchgangsloch (OHT), wo geringere Festigkeiten erzielt werden, wird festgestellt, dass das Erstschichtversagen später eintritt und der Bruch quasi-spröde verläuft. Nach einem Impact bieten Thin-Ply Lamine erhöhte Restfestigkeiten. Die Lochleibungsfestigkeit ist deutlich gesteigert und auch nach Wechselbelastung weisen Thin-Ply Materialien kaum Degradationen auf, da Risse effektiv unterdrückt werden. Die Materialkennwerte streuen bei Thin-Ply Einsatz merklich geringer und weisen auch mit thermoplastischer Matrix Verbesserungen auf. Erste Untersuchungen zeigen zudem, dass sich die dünnen Lagen besser für Klebeverbindungen eignen und ein enormes Potenzial für Hybridisierungen bieten.

**Tabelle 2.8:** Zusammenfassung der Eigenschaften von Thin-Ply Proben bezogen auf Vergleichsproben

Versuch	Änderung (Mittelwert)
Zugfestigkeit	+16%
Druckfestigkeit	+23%
OHT-Festigkeit	-20%
OHC-Festigkeit	+12%
CAI-Festigkeit	+13%
Scherfestigkeit	+11%
Lochleibungsfestigkeit	+27%

## 2.4 Hersteller, Halbzeuge und Anwendungen von Thin-Ply

Im Folgenden sollen wesentliche Produzenten und Halbzeuge von Thin-Ply sowie dessen Verwendung aufgezeigt werden. Hier wird sich auf Produkte der Luft- und Raumfahrt beschränkt. Zusätzlich finden Thin-Ply Materialien auch im Schiffsbau, im Automobilbereich (vor allem im Rennsport) sowie in Sport- und Luxusartikeln Verwendung.

### 2.4.1 North Thin Ply Technology

„North Thin Ply Technology“ („NTPT“) ist eine schweizer Tochter-Firma der North Technology Group. NTPT hat sich auf die Herstellung von UD-Tape in Form von Prepreg spezialisiert, das Flächengewichte von 15 bis 600 g/m<sup>2</sup> erreichen kann [57] und in der Produktlinie „ThinPreg“ enthalten ist. Die wohl bekannteste Verwendung von NTPTs Thin-Ply ist in dem schweizer Rekord-Solarflugzeug „Solar Impulse 2“ (siehe Abbildung 2.11). Die Flügel-Holme, der Rumpf und das Leitwerk wurden aus Thin-Ply gefertigt [58] und haben so maßgeblich zu dem Leichtbau beigetragen, der überhaupt erst die treibstofflose Weltumrundung ermöglichte.



**Abbildung 2.11:** Flügelstruktur der Solar Impulse 2 [59]

Airbus hat zusammen mit NTPT ein **Querruder** entwickelt, das Thin-Ply verwendet [60]. Dieses ist 38% leichter als ein Querruder, das mit bestehenden Prepregs und Fertigungsverfahren her-

gestellt wurde. Zudem macht der vereinfachte Montageprozess die Anforderung an komplexe und gebogene Werkzeuge überflüssig [61]. Zu sehen ist dieses Querruder in Abbildung 2.12.



Abbildung 2.12: Querruder-Prototyp von Airbus und NTPT [60]

### 2.4.2 Oxeon AB

Der schwedische Faserverbundspezialist „Oxeon AB“ hat die Produktlinie „TeXtreme“ entwickelt, welche hauptsächlich Spread-Tow Gewebe, aber auch dünne UD Tapes als Trockenfaser oder Prepreg beinhaltet. Laut Martsman [62] verteilen Gewebe die Aufprallenergie auf mehr Fasern, weil sie verflochten sind, anstatt einfach übereinander gelegt zu werden, wie bei multiaxialen Gelegen. Die Weberei zerquetscht jedoch die Fasern, was die Energieaufnahme einschränkt, da die maximale Tragfähigkeit der Fasern verringert wird. Spread-Tow Gewebe besitzen erheblich weniger Kräuselung (*engl.* „Crimp“) und können so beide Vorteile ideal ausspielen [62].

Der slowakische Ultraleicht-Flugzeug (UL) Hersteller „Shark Aero“ verwendet TeXtreme für die meisten Komponenten des Flugzeugs „**Shark**“ in der Serienausstattung. Im Vergleich zum Prototypen, welcher noch kein TeXtreme verwendete, konnte das Gewicht laut Richardson [63] um 50 kg reduziert werden, davon alleine um 25 kg beim Rumpf. Nur mit Hilfe dieser Gewichtsreduktion kann Shark Aero den Versuch in Angriff nehmen, mit ihrem UL den Geschwindigkeitsrekord dieser Klasse von 300 km/h zu erreichen. Zudem kann aufgrund verbesserter Oberflächenbeschaffenheit auf die äußere Lage Glasfaser verzichtet werden, was neben der Gewichts- auch eine zusätzlich Arbeitersparnis mit sich bringt [63].

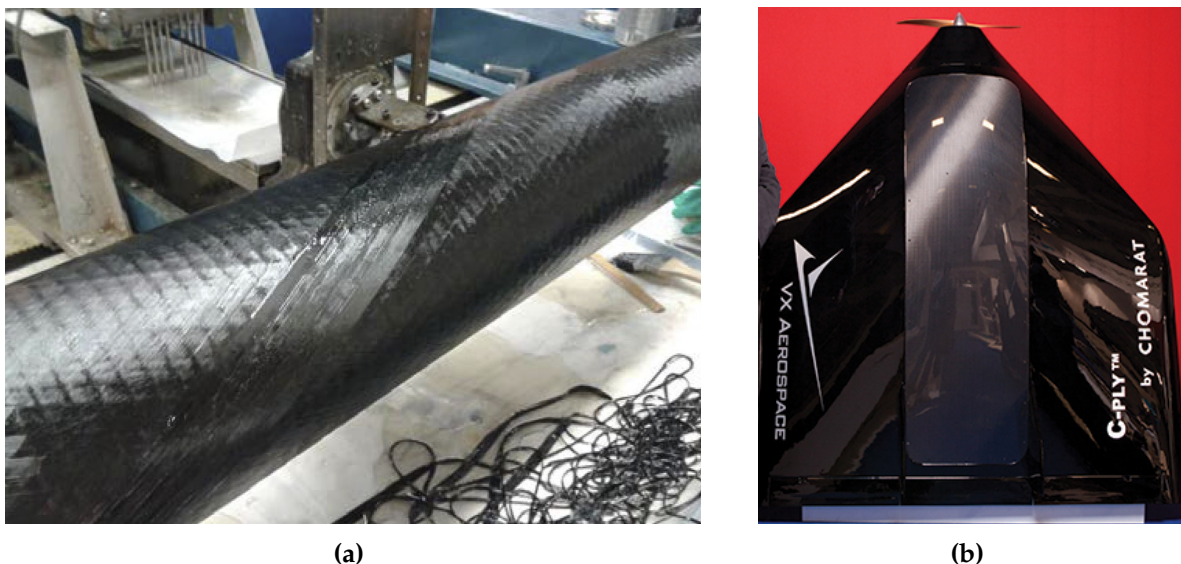
Bedeutsam ist auch die Verwendung von TeXtreme in einem **Kryotank-Prototypen**. Sowohl die NASA (siehe hierzu Unterabschnitt 2.5.3) als auch die schwedische Forschungseinrichtung „Swerea“ haben Forschungen betrieben, die Thin-Ply in kryogene Tanks einbetten, um das Risswachstum bei extremen Temperaturen und Drücken zu hemmen. Im Rahmen des Projekts CHATT („Cryogenic Hypersonic Advanced Tank Technologies“) [64] wurden Tankkonzepte sowohl vollständig aus Thin-Ply Materialien als auch als Hybrid-Konzept aus herkömmlichen CFK-Lagen und Thin-Ply eruiert. Gemäß Sippel et al. [64] wurde dabei erstmals auch TeXtreme-Material gewickelt, die Lagendicke betrug 50  $\mu\text{m}$  und der Wickelwinkel  $\pm 25^\circ$ . Während der Dichtigkeits-Prüfung des Tanks wurde eine axiale Zugbelastung von 998 kN, was 1,6% axialer Dehnung entspricht, mit einer Temperatur von  $-150^\circ\text{C}$  und einem Innendruck von 3 bar kombiniert. In den TeXtreme-Lagen konnten laut Kopp et al. [65] anschließend keine Risse gefunden werden. Abbildung 2.13 (a) zeigt die Wickelung von TeXtreme-Lagen.



### 2.4.3 Chomarar

Der französische Textilhersteller „Chomarar“ besitzt die „C-Ply“ Produktlinie, welche Thin-Ply in Form von multiaxialem NCF darstellt. Das Flächengewicht von biaxialem NCF geht dabei bis  $100 \text{ g/m}^2$  herunter, was dann pro einzelner Lage nur  $50 \text{ g/m}^2$  entspricht. Anstatt des quasi-isotropen Lagenaufbaus wird bei C-Ply die optimierte Anpassung an die Belastung angestrebt [66]. Als Schwäche von Thin-Ply NCF merken Gizik et al. [14] an, dass der Faservolumenanteil stark reduziert wird, da Garn und Binder nicht für die dünneren Lagen angepasst wurden. Der Durchmesser des Garns etwa ist stets gleich, so dass bei den geringen Flächengewichten der Thin-Ply NCFs das Garn einen großen Anteil einnimmt.

Das kraftstoffarme Langstrecken-UAV „VX-1 KittyHawk“ verwendet eine Voll-Carbon Struktur aus C-Ply mit nur  $150 \text{ g/m}^2$  pro biaxialer Lage des NCF. Der Nurflügler, zu sehen in Abbildung 2.13 (b), bietet durch dieses Design eine höhere Nutzlastkapazität und bessere strukturelle Effizienz [66].



**Abbildung 2.13:** Kryotank-Herstellung mit  $\pm 25^\circ$ -Lagen aus TeXtreme [64] (a) und UAV VX-1 KittyHawk in Voll-Carbon Bauweise aus C-Ply [66] (b)

### 2.4.4 Industrial Technology Center of Fukui Prefecture

Das Industrial Technology Center of Fukui Prefecture (ITCF) in Japan unter Kawabe gilt als Pionierstätte der Herstellung von Thin-Ply (siehe Abschnitt 2.1). Gemäß Internet-Auftritt [67] beschränkt sich das Portfolio hauptsächlich auf UD-Tape unterschiedlichen Flächengewichts. Die Forschung im trilateralen Thin-Ply-Automatisierungsprojekt verläuft in Zusammenarbeit mit dem Fukui Technology Center. Deshalb bezieht das DLR auch sämtliche Thin-Ply Materialien aus Japan. Die im Rahmen dieser Arbeit verwendeten Materialien stammen ebenfalls von diesem Hersteller.

Auch außerhalb des DLR hat Thin-Ply des Fukui Technology Centers einen renommierten Abnehmer gefunden. So wird das Material in den Structural Guide Vanes (SGV) des **Pratt & Whitney Triebwerks „PW1100G“** verwendet. Da diese zugleich Guide Vane und Fan Frame

darstellen, werden sie auch als „Structural Guide Vanes“ bezeichnet [68]. Die Wahl von Thin-Ply als Werkstoff für die SGVs kann gut nachvollzogen werden, denn sie verbinden den Triebwerks-Pylon über das Gehäuse mit dem Kerntriebwerk und müssen den hohen Schubbelastungen standhalten sowie für die Steifigkeit des Gesamttriebwerks sorgen. Eine hohe Schlagfestigkeit für den Fall eines Bird-Strikes ist ebenso essenziell. All dies wird mithilfe eines speziellen thermoplastischen Harzes erreicht, das zugleich eine hohe Zähigkeit bietet und in gespreiztem Material besser infiltriert werden kann [69]. In Abbildung 2.14 ist eine SGV und deren Position im Triebwerk zu sehen. Da die SGVs im Nebenstrom keinen hohen Temperaturen ausgesetzt sind, ist der Einsatz von Kohlefaser mit thermoplastischer Matrix hier möglich. Im Vergleich zum Vorgängermodell des PW1100G, dem International Aero Engines V2500 Triebwerk, konnten mit Hilfe eines Kohlefaser Fancases und der SGVs eine Gewichtsreduktion von 20% [69] und obendrein eine Kostenreduktion erreicht werden [70].

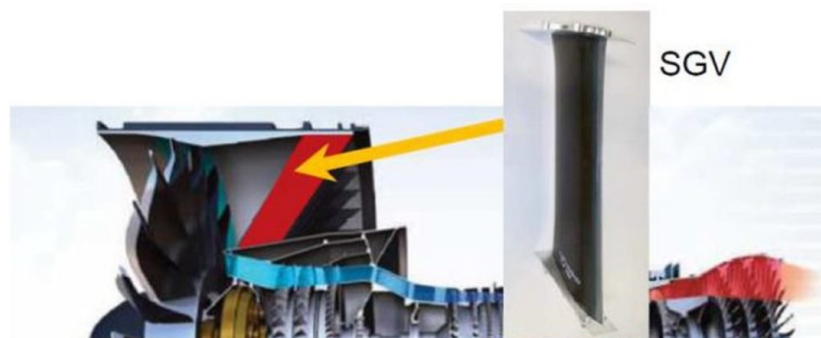


Abbildung 2.14: Querschnitt durch das PW1100G mit Thin-Ply SGVs nach [71]

## 2.5 Automatisierte Faserablage

Die in Abschnitt 1.1 aufgezeigte Erhöhung des Faserverbund-Gewichtanteils ist nur durch den vermehrten Einsatz von automatisierter Faserablage möglich geworden.

Zur automatisierten Ablage von Faserverbundmaterial wird laut Delisle et al. [72] eine Portal-, Gantry oder Roboterkinematik verwendet, an welche ein Endeffektor (oder auch Kopf) montiert ist, der „das Fasermaterial auf einem formgebenden Werkzeug in einzelnen Materialbahnen, sogenannten Courses, ablegt“ [72] und zuschneidet (etwa per Ultraschall oder Laser). „Aus zahlreichen nebeneinander und übereinander positionierten Courses ergeben sich geschlossene Lagen, unterschiedlicher Größen, Dicken und Faserorientierungen, die gemeinsam ein Bauteil bilden“ [72]. Eine einzelne Lage wird in diesem Zusammenhang als „Ply“ bezeichnet. Der Endeffektor fährt dabei eine CNC programmierte Bahn ab [73]. Eine Anpressrolle übt einen definierten Druck in Dicken-Richtung aus, um die notwendige Haftung des Faserbands auf der darunter liegenden Lage und eine Vorverdichtung des Laminats zu erreichen [45]. Wichtige Parameter für die Ablagequalität, wie etwa die Ablegegeschwindigkeit, Heiztemperatur und Tapespannung können gemäß Lukaszewicz et al. [73] in der Programmierung angepasst werden. Das Fasermaterial kann dabei über eine Faserführung aus Rollen vom Fasermagazin (Vorrat des Fasermaterials) mit entsprechenden Rollen entstammen, oder auch am Endeffektor selbst mitgeführt werden. Grundsätzlich kann Duroplast- oder Thermoplast-Prepreg sowie Trockenfaser-Material verwendet werden.

Die Hauptvorteile der automatisierten Ablage sind laut Baker et al. [74] reduzierte Fertigungsdauer und Materialverschnitte gegenüber manueller Fertigung. Obendrein bietet dies die



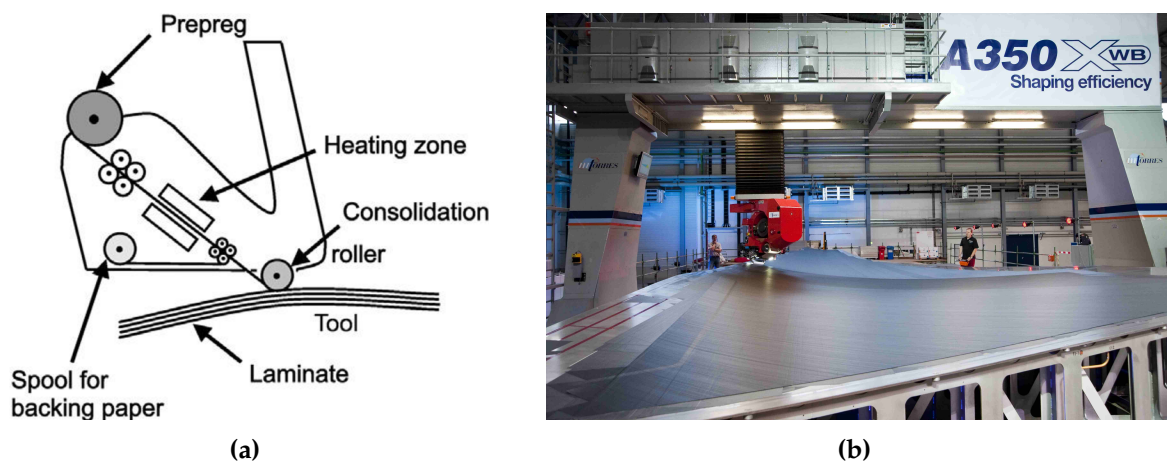
Möglichkeit einer erhöhten Reproduzierbarkeit und einer verbesserten Bauteilqualität. Insbesondere bei der Fertigung von Großbauteilen (etwa Flügelschalen) ist die automatisierte Faserablage sehr effizient. Gemäß Lukaszewicz et al. [73] können Defekt-Erkennungssysteme in die Faserlegemaschinen integriert werden, um gar die Qualitätskontrolle zu automatisieren. Generell sind hohe Geschwindigkeiten bei Bewegung und Ablage, große Beschleunigungen und schnelle Materialrollen-Wechsel wünschenswert, um die Produktivität zu erhöhen.

Da für eine effektive Nutzung von Thin-Ply, aufgrund der hohen Lagenanzahl eine automatisierte Faserablage essenziell ist, soll im Folgenden kurz auf die beiden meist verbreiteten Ablagemethoden eingegangen werden. Diese sind zudem auch am DLR Standort Stade (siehe Abschnitt 2.6) verfügbar und können bei der automatisierten Ablage von Thin-Ply zum Einsatz kommen.

### 2.5.1 Automated Tape Laying

Das Prinzip des Automated Tape Laying (ATL, automatisierte Tape Ablage) wurde laut Breuer [45] ab den 1980er Jahren relevant für die Serienfertigung von Flugzeugen. Ausgehend von planaren Layups für kleine Bauteile wurde die Technologie bis heute Schritt für Schritt verbessert und auch auf große und komplexere Formteile ausgeweitet.

Die Oberfläche des Werkzeugs kann zur Unterstützung der Klebrigkeit (*engl. „Tack“*) des Prepregs erwärmt werden (etwa durch Infrarot) bevor das Backing-Papier kurz vor dem Platzieren abgezogen wird. Das Tape, typischerweise etwa 300 mm breit, wird anschließend von der Rolle auf die Form oder auf die vorherigen Lage gedrückt [74]. Ein ATL-Endeffektor ist schematisch in Abbildung 2.15 (a) dargestellt, wohingegen (b) eine ATL-Anlage im großindustriellen Stil zeigt.



**Abbildung 2.15:** Schematische Darstellung eines ATL-Endeffektors [73] (a) und eine ATL-Anlage von Airbus Stade mit rotem Endeffektor [75] (b)

Inzwischen werden per ATL Großbauteile gefertigt, wie etwa die Flügelschale des Airbus A350, zu sehen in Abbildung 2.15 (b). Dabei beiträgt die Ablegegeschwindigkeit bis zu 60 m/min [73].

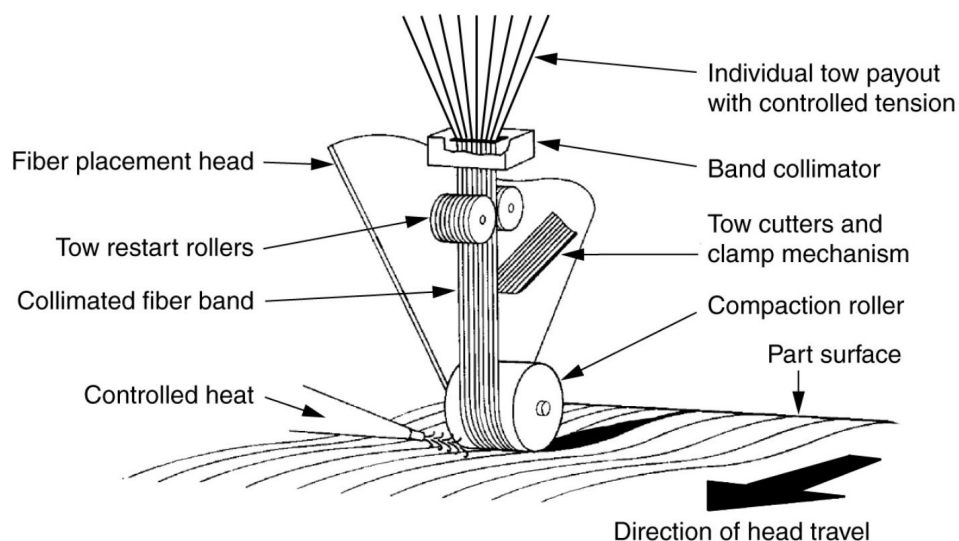
Die ATL-Fertigung eignet sich gemäß Breuer [45] für große, flache oder mit minimaler Kontur versehene (einfachgekrümmte) Teile, da aufgrund der Breite des Tapes große Mengen an

Material in jeder Bahn platziert werden können. Der nicht zu vernachlässigende Verschnittanteil führte zur Entwicklung der AFP-Fertigung, welche im nächsten Abschnitt vorgestellt wird.

## 2.5.2 Automated Fiber Placement

Das Automated Fiber Placement (AFP, automatische Faser Ablage, manchmal auch als „Automatic Tow Placement“ bezeichnet) funktioniert sehr ähnlich dem ATL (siehe Unterabschnitt 2.5.1) und stellt dessen Weiterentwicklung dar. Der größte Unterschied dabei ist, dass anstatt dem breiten Tape mehrere dünne Faserstreifen (*engl.* „Slit tape“) mit Breiten von meist 1/8-1/2 " (3,2-12,7 mm) verwendet werden [45].

Die Herstellung der schmalen Prepreg-Bänder erfolgt laut Breuer [45] durch Schneiden von den breiten Tapes, was ein zusätzlicher kostenintensiver Schritt in der Prozesskette ist, aber Flexibilität für lokale Dickenänderungen oder Ausschnitte bietet. Denn gemäß Baker et al. [74] sind die bis zu 32 Rollen am Endeffektor individuell ansteuerbar. So können die Bänder gruppiert nebeneinander abgelegt werden, der Endeffektor ist aber auch in der Lage, einzelne Faserzüge zu stoppen, zu schneiden und neu zu starten. Die dadurch ermöglichte Materialanpassung während der Ablagebewegung ist ein großer Vorteil von AFP gegenüber ATL. Das Anpassen der abgelegten Tape-Breite ermöglicht eine Reduzierung des Materialverbrauchs und lokale Geometrieviationen. AFP eignet sich aufgrund der schmalen Tapes und deren individuellen Ansteuerung auch für komplexere und doppeltgekrümmte Geometrien sowie für das Abfahren von Radien (*engl.* „Steering“) [74]. Schematisch ist ein AFP-Endeffektor in Abbildung 2.16 abgebildet.

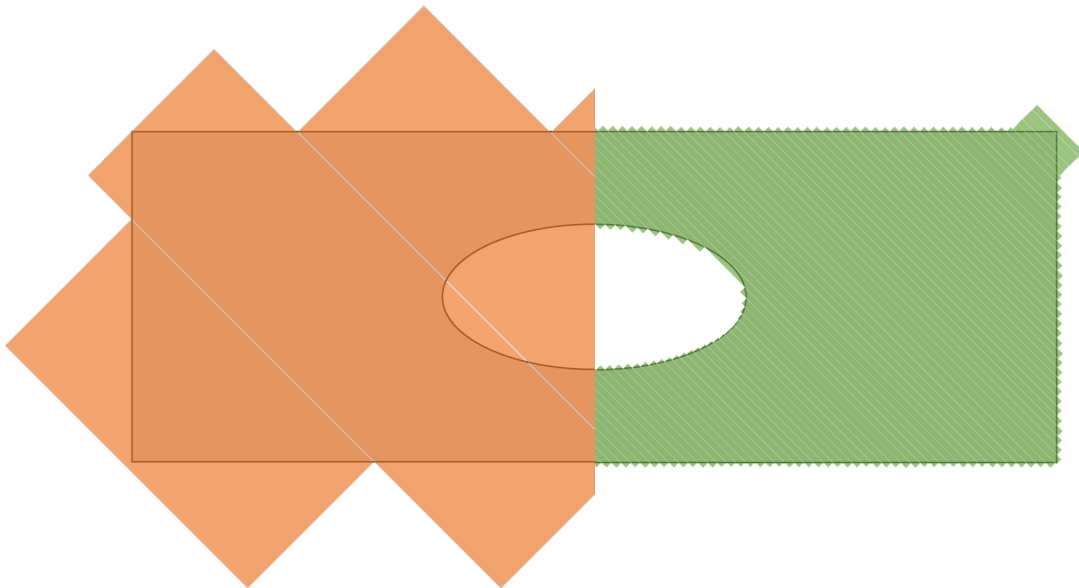


**Abbildung 2.16:** Schematische Darstellung einer Fiber Placement Maschine [76]

In Abbildung 2.17 ist vergleichend für ein Manhole-Panel (siehe hierzu auch Abschnitt 4.3) die -45°-Lage visualisiert, die linke Hälfte per ATL und die rechte Hälfte per AFP abgelegt. Die Materialeinsparung durch den AFP-Einsatz ist deutlich erkennbar und beträgt etwa 40%. Was ebenfalls auffällt, ist die Ecke oben rechts bei der AFP-Fertigung. Das überstehende Material ist dem Abstand zwischen dem Schneidmesser und der Anpressrolle geschuldet. Diese Länge wird gemäß Lukaszewicz et al. [73] als „minimal course length“ (also minimale Course-Länge) bezeichnet und stellt die kürzeste abzulegende Länge eines Tows dar.

Laut Lukaszewicz et al. [73] ist AFP dem ATL bei der Ablagerate, also der Produktivität, überlegen, unabhängig von der Bauteilgröße oder Ablegegeschwindigkeit. Bei der Ablage mit AFP fallen primär aufgrund des geringeren Materialverbrauchs zudem nach Bader [77] 23% geringere Kosten an, als bei der ATL-Ablage. Für detailliertere Aspekte der automatisierten Prepreg-Ablage sei auf Lukaszewicz et al. [73] verwiesen.

Manche Ablege-Maschinen können die Köpfe wechseln, so auch die Maschine am DLR, welche in Unterabschnitt 2.6.1 vorgestellt wird.



**Abbildung 2.17:** Schematische Darstellung der ATL Courses (links) und der AFP Courses (rechts) für je eine Hälfte des Manhole-Panels

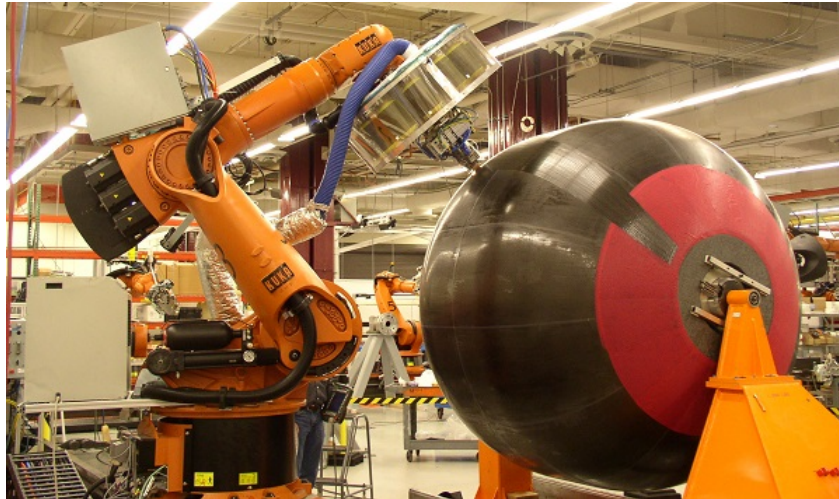
### 2.5.3 Automatisierte Ablage von Thin-Ply

Nun wurden das Material Thin-Ply und die automatisierten Fertigungsverfahren erklärt. Über die automatisierte Ablage von Thin-Ply liegen bisher nur einzelne Informationen vor. So sei etwa genannt, dass die NASA dazu Versuche unternommen hat und Forschungsprojekte betreibt.

Im Rahmen des CCTD („Composite Cryotank Technology Development“) Programms hat die NASA zwei Demonstrator-Tanks aus Faserverbundwerkstoffen konstruiert, welche von Boeing produziert wurden. Laut Jackson et al. [12] dienen sie als Prototypen für einen 8,4 m großen Kryotank, welcher etwa in zukünftigen „Space Launch System“ (SLS) Missionen für die Wasserstoff-Aufbewahrung verwendet werden soll. Um von einer geringen Permeation, also in diesem Falle der Wasserstoffdiffusion durch die kohlefaserverstärkte Tankwand, aufgrund des gehemmten Risswachstums zu profitieren, gleichzeitig aber den Aufwand durch die Verwendung von Thin-Ply möglichst gering zu halten, wurde laut McCarville et al. [13] bei der Herstellung der Tanks Thin-Ply (63,5  $\mu\text{m}$  Lagendicke) nur im Inneren der Tankhülle benutzt. Außen wurden hingegen Prepregs mit einer Dicke von 127  $\mu\text{m}$  aufgetragen. Die Ablage erfolgte per AFP (siehe Abbildung 2.18), jedoch traten laut McCarville et al. [13] Probleme bei der Verarbeitung der Thin-Ply Prepregs auf, denn die herkömmlichen AFP-Anlagen sind nicht für die Ablage von sehr dünnem Material optimiert. Sie detektieren, dass der Faserweg von den

Materialrollen über Umlenkrollen zur Anpressrolle bei der Verwendung von Thin-Ply dazu führen kann, dass sich die Bänder an den Umlenkrollen verdrehen und falten.

Trotz der Schwierigkeiten konnten die Tanks erfolgreich gefertigt und getestet werden. Gemäß Jackson et al. [12] beträgt die Gewichtseinsparung der Kohlefaser-Tanks gegenüber bis dato verwendeten Aluminium-Lithium-Tanks 39%, die Kosteneinsparung durch Automatisierung etwa 25%. Durch den Thin-Ply Einsatz wurde die Permeabilität zudem nachweislich reduziert.



**Abbildung 2.18:** Roboter Fiber Placement am Prototypen-Tank [13]

Die NASA betreibt zudem ein Forschungsprojekt, um bei der AFP-Ablage von Thin-Ply die gleiche Qualität und Wiederholbarkeit wie bei Laminaten mit Standard-Lagendicke zu erreichen [78].

## 2.6 DLR-Standort Stade

Der DLR-Standort Stade ist dem Institut für Faserverbundleichtbau und Adaptronik in Braunschweig zugehörig. Die Abteilung „Verbundprozesstechnologie“ ist im hochmodernen Forschungszentrum CFK-Nord in Stade angesiedelt und damit ein bedeutsamer Bestandteil im Faserverbund-Kompetenznetzwerk Composites United.

Die drei großen Forschungsgebiete und -aufgaben des DLR Stade lauten nach Stüve [79]:

- CNC basierte Multi-Ablege-Einrichtung für AFP und ATL,
- Forschungsautoklav „BALU“ (größter Forschungsautoklav weltweit),
- Vollautomatisierte RTM-Prozesskette.

Für die automatisierte Ablage von Thin-Ply wird auf die Infrastruktur der ersten Forschungsanlage „GroFi“ genannt (siehe Unterabschnitt 2.6.1), zurückgegriffen. Diese soll im Folgenden kurz vorgestellt werden.



### 2.6.1 GroFi-Anlage

GroFi steht für die Forschungsplattform zur Fertigung von Großstrukturen aus Faserverbund des DLR in Stade. Die großflächige Anlage zur Erforschung der automatisierten Faserablage wird von einem Schienensystem umrahmt, das in zwei parallele Schleifen, eine Produktions- und eine Wartungsschleife, aufgeteilt ist. Dies ist auf Abbildung 2.19 zu erkennen. In der Mitte der Produktionsschleife befindet sich das Formträgersystem, das laut Krombholz et al. [80] Formen mit bis zu 20 m Länge und 5,5 m Breite trägt. Bis zu 8 Industrieroboter (Kuka KR-500-2 mit Siemens SINUMERIK 840D sl NC-Steuerung) können auf dem Schienensystem eine oder mehrere Komponenten koordiniert gleichzeitig produzieren. Diese roboterbasierte Multi-Head Layup-Anlage ist sowohl mit AFP- als auch mit ATL-Ablegeeinheiten ausgestattet. Die Anlage beinhaltet zudem Sensorsysteme zur Qualitätssicherung und -überwachung. Sie wird hauptsächlich mit duroplastischem Prepreg und Trockenfaser-Tape eingesetzt, aber auch die Verarbeitung von thermoplastischem Prepreg ist möglich [80].

Mit der GroFi-Anlage ist es erstmals möglich, AFP- und ATL-Technologie gleichzeitig und für das gleiche Bauteil zu nutzen [81].

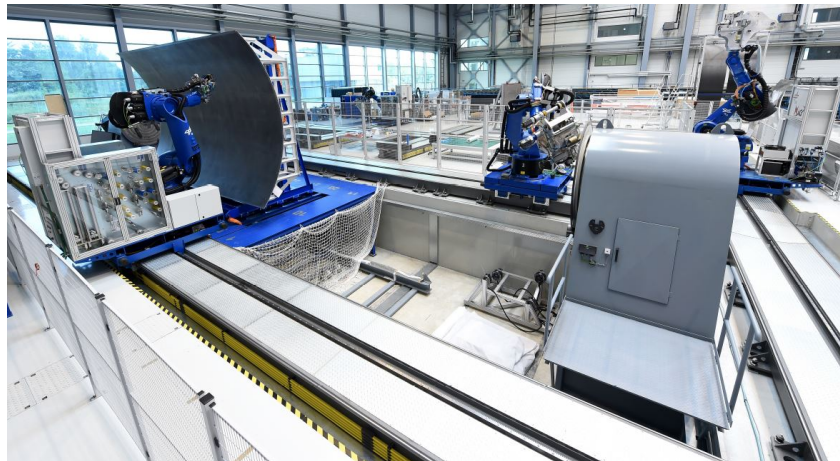


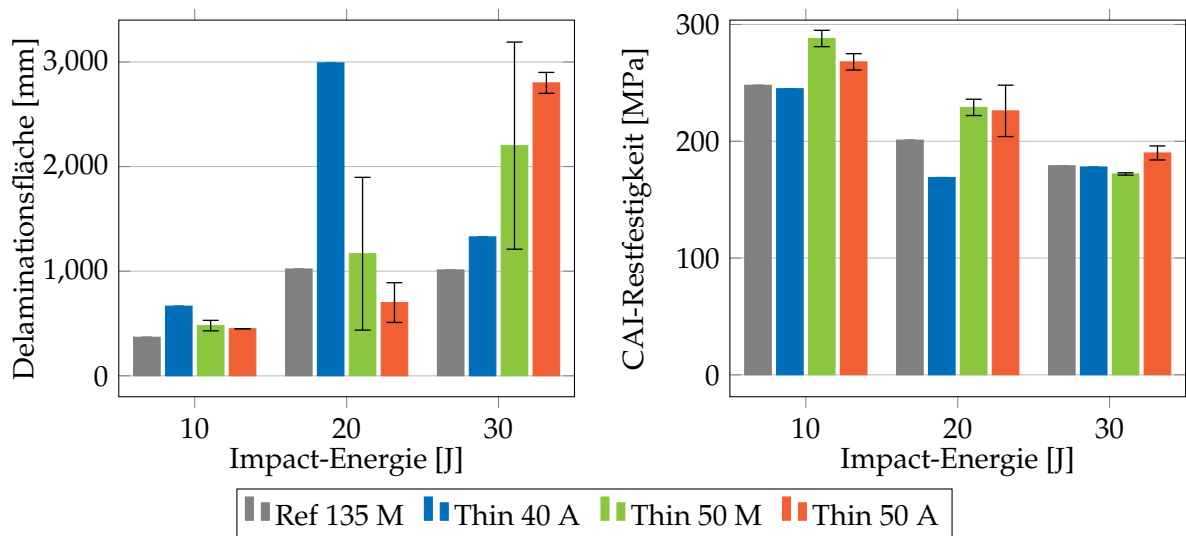
Abbildung 2.19: Übersicht der GroFi-Anlage mit drei Robotern und einer Form nach [80]

### 2.6.2 DLR-Versuche mit Thin-Ply

#### CAI Proben

Am DLR Stade wurden vor Beginn dieser Masterarbeit CAI-Proben gefertigt, teils von Hand und teils automatisiert per ATL-Ablage an der GroFi-Anlage. Zunächst wurde Prepreg mit einem Flächengewicht von  $40 \text{ g/m}^2$  verwendet. Zum Einsatz kamen Toray Fasern des Typs T800SC und ein Harz vom ITCF auf Basis von Bisphenol A, wobei der Faservolumengehalt 55% beträgt. Alle Proben wurden aus QI-Laminaten gesägt. Bei der automatisierten Ablage traten Qualitätsprobleme auf, welche in Abschnitt 2.7 erläutert werden. Deshalb sind die CAI-Festigkeiten der ersten Thin-Ply Proben (Thin 40 A mit  $40 \mu\text{m}$  Lagendicke) geringer als die Referenz-Proben mit  $135 \mu\text{m}$  Lagendicke. Als Ursache wurde zudem der Lagenaufbau identifiziert:  $[45/0/ - 45/90]_{10s}$  enthält eine doppelte Lage gleicher Orientierung direkt um die Symmetrie-Ebene, weshalb dort die Dicke demnach lokal bereits  $80 \mu\text{m}$  beträgt, was laut Bülow et al. [82] den Thin-Ply Effekt reduziert haben kann. Es wurde anschließend auf ein alternatives Thin-Ply Material, ebenfalls vom ITCF, gewechselt, was nicht nur  $40 \mu\text{m}$  Fasern, sondern noch  $10 \mu\text{m}$  Toughener enthält und somit für mehr Festigkeit und Haftung sorgte.

Zudem wurde der Lagenaufbau angepasst, so dass sich die Symmetrieebene nun in der 90°-Lage befand:  $[(45/0/-45/90)_{10}]_s$ . Das neue Thin-Ply Material (Thin 50) wurde manuell (M) und automatisiert (A) per ATL abgelegt. In Abbildung 2.20 ist links zu erkennen, dass die Delaminationsfläche bei Thin-Ply Proben mit nur einer Ausnahme stets größer ist, durchschnittlich etwa 70%, als bei der Referenzprobe mit dicken Lagen. Rechts zeigt Abbildung 2.20 die CAI-Restfestigkeit. Während die erste Probe (Thin 40 A) etwa eine gleiche oder gar geringere Restfestigkeit als das Referenzmaterial aufweist, ist auch hier der positive Effekt mit dem Thin-Ply Material (Thin 50) deutlich zu erkennen; unabhängig von der Fertigungsmethode (A / M). Allerdings gilt es zu beachten, dass Lagenaufbau, Lagendicke durch Toughener-Einsatz und die Impact-Energie bezogen auf die Bauteil-Dicke (t) gleichzeitig verändert wurden. Auffällig ist, dass die automatisiert abgelegten Proben bei der Delaminationsfläche weniger streuen. Sie weisen vergleichbare Restfestigkeiten wie manuell gefertigte Proben gleichen Materials auf, streuen aber bei der Restfestigkeit etwas mehr. Es ist zu beachten, dass die Ergebnisse des Referenzmaterials und von Thin-Ply 40 A nur anhand einer Probe festgestellt wurden und so keine Berechnung der Standardabweichung möglich ist. Allgemein kann der Trend nachgewiesen werden, dass, je größer die Impactenergie ist, desto größer ist auch die dadurch hervorgerufene Delaminationsfläche. Gleichzeitig gilt: Je größer die Impactenergie, desto kleiner ist die Restfestigkeit. Im Vergleich zum Referenzmaterial ist die Restfestigkeit bei den Thin-Ply Proben meist größer. Dies deckt sich mit den Erkenntnissen aus Unterabschnitt 2.3.2.



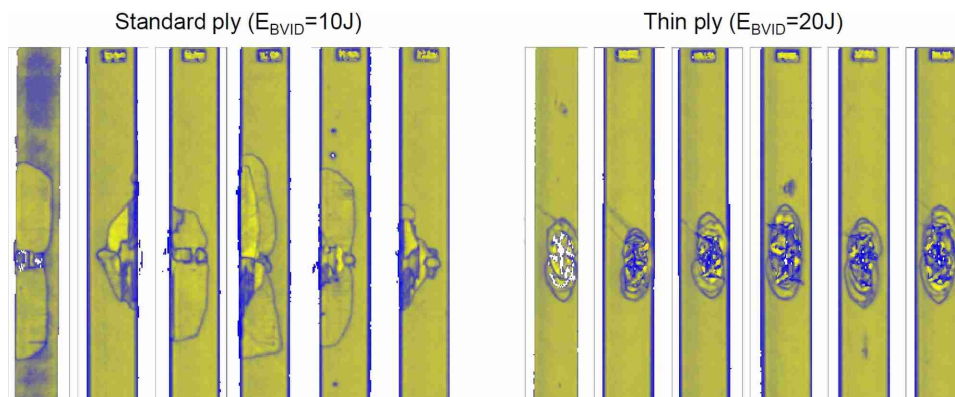
**Abbildung 2.20:** Delaminationsfläche und CAI-Restfestigkeit aufgetragen über der Impact-Energie von drei Thin-Ply Laminaten inklusive Vergleichsprobe

### Omega-Stringer

Als ein erstes Bauteil auf Element-Level (siehe auch Abbildung 4.1) wurden Omega-Stringer aus Thin-Ply gefertigt. Ziel war vor allem das Prüfen der Restdruckfestigkeit (CAI-Festigkeit) der Omega-Stringer nach einem Impact. In diesem Zusammenhang wurden die Proben auch als „Crippling Panel“ bezeichnet. Laut Bülow et al. [82] wurde ein Stringer aus 27 Lagen mit einer Dicke von je 40  $\mu\text{m}$  gefertigt. Die Produktion erfolgte komplett händisch, mittels einer Form für Omega-Stringer, die Lage für Lage bedeckt wurde (Teil dieser Masterarbeit ist die Optimierung dieses Stringer-Herstellungsverfahrens, mehr dazu in Abschnitt 5.2). Für die Vergleichbarkeit wurde parallel ein formgleicher Stringer aus Prepreg mit einer Lagendicke von 135  $\mu\text{m}$  nach gleichem Verfahren produziert. Hierfür wurden nur 9 Lagen verwendet. Beide Stringer wurden

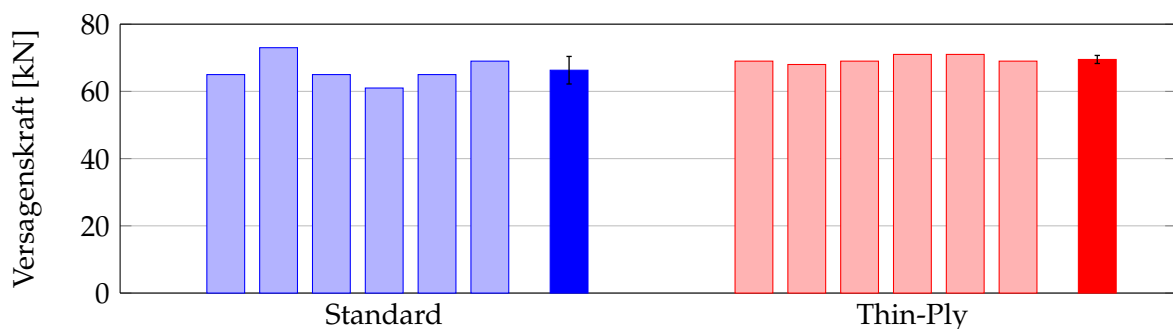
per Co-Bonding mit einem Panel, bestehend aus Standard-Lagen, verbunden.

Die Stringer wurden am oberen Flansch mittels einer Druckluftkanone geimpacted, anschließend in jeweils 6 kleinere Proben aufgeteilt und in Aluminium-Halterungen eingebettet. Die Prüfung der Restdruckfestigkeit erfolgte durch die JAXA. Bei den Stringern aus Lagen mit Standard-Dicken wurden bereits beim Kalibrieren der Druckluftkanone durch Ultraschalluntersuchungen deutlich größere Delaminationsflächen festgestellt. Die Delamination erfasste dabei sogar stets die seitlichen Flanken des Stringers. Deshalb wurden die späteren Impact-Belastungen auf eine Energie von 10 J begrenzt. Bei den Stringern aus Thin-Ply Lagen war die während der Kalibrierung festzustellende Delaminationsfläche geringer und lediglich auf den oberen Flansch beschränkt. Die Impact-Energie für den CAI-Versuch wurde deshalb für jene Stringer auf 20 J festgelegt. Die endgültige Ultraschalluntersuchung zeigte dennoch größere sowie unregelmäßigere Delamination und Deformation bei den Standard-Stringern, als bei den Thin-Ply Stringern, wie in Abbildung 2.21 zu erkennen ist. Die Thin-Ply Stringer hingegen weisen nur eine geringe und sehr gleichmäßige Delamination auf.



**Abbildung 2.21:** Ultraschall-Darstellungen der Stringer-Köpfe nach dem Impact: links die Stringer aus Standardlagen und rechts die Stringer aus Thin-Ply

Unter der Druckbelastung wurde bei den Standard-Stringern ein vorzeitiges Knicken beobachtet, die Thin-Ply Stringer hingegen konnten der Last bis zum Versagen vollständig standhalten. Die Versagenslast lag zudem mit durchschnittlich 70 kN gegenüber 66 kN um 5% höher, und dies, obwohl die Thin-Ply Stringer mit doppelter Energie geimpacted wurden. Auffällig ist der Zusammenhang zwischen der Delaminationsfläche der Stringerköpfe (Abbildung 2.21) und der Versagenslast, welche in Abbildung 2.22 zu erkennen ist: Je größer die Delaminationsfläche desto geringer ist die Versagenslast.



**Abbildung 2.22:** Versagenslasten der Stringer mit Standard und Thin-Ply Lagen, dunkle Balken zeigen Durchschnittswerte inklusive Standardabweichung

Positiv verhielt sich auch die Schwankung der Versagenslast zwischen den Thin-Ply Stringern. Betrug sie dort nur 4%, mit einer Standardabweichung von 1,3 kN, so wurden bei den Standard-Stringern Schwankungen von 18% und eine Standardabweichung von 4,1 kN registriert. Entsprechend spiegelt sich dieses Verhalten auch im errechneten B-Value wieder: Der B-Value beträgt für den Standard-Stringer 58,6 kN (entspricht 89% der Versagenslast) und für den Thin-Ply Stringer 67,1 kN (entspricht 96% der Versagenslast). Er wurde nach einer Gleichung für kleine Probensätze nach Hallet [83] wie folgt berechnet:

$$V_B = \bar{V} \cdot \frac{1 - k_b \cdot C_v}{1 + Conf \cdot \frac{C_v}{\sqrt{n}}} \quad (2.4)$$

Dabei ist  $\bar{V}$  der Mittelwert,  $k_b = 1,2816$ ,  $C_v = \varsigma/\bar{V}$  (also die Standardabweichung dividiert durch den Mittelwert),  $Conf = 1,6449$  für ein Konfidenz-Level von 95% und  $n$  entspricht der Probenanzahl, also hier 6.

## 2.7 Defizite von Thin-Ply

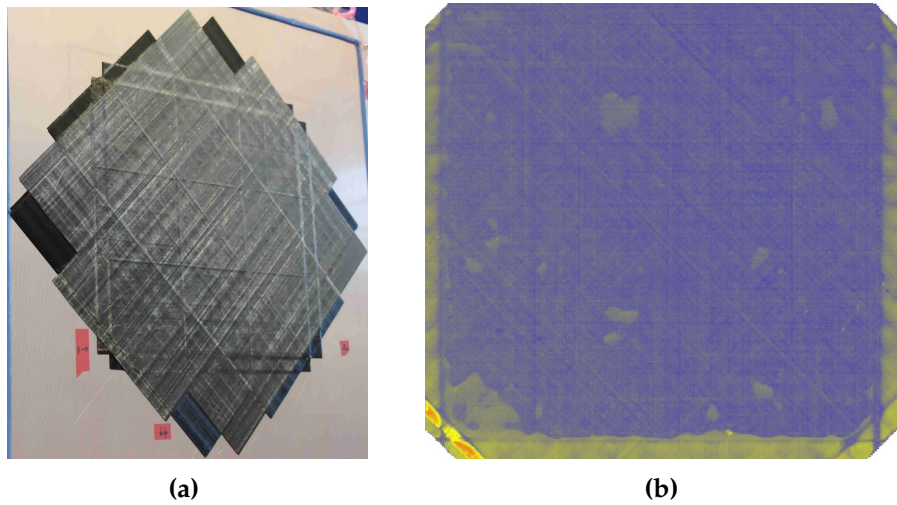
Nachdem die Eigenschaften von Thin-Ply Materialien sowie deren Verwendungen und Untersuchungen bekannt sind, sollen auch die Defizite der Materialien nicht unerwähnt bleiben, schließlich ergeben sich daraus Optimierungsmöglichkeiten.

Tatsächlich kann die Laminatdicke durch die verbesserten Eigenschaften der Thin-Ply Materialien reduziert werden, dennoch bringt die erhöhte Lagenanzahl einen erhöhten Arbeitsaufwand mit sich. Bisher wurde für jene Materialien allerdings kein Luftfahrt-Qualifizierungsprozess durchgeführt [84], und um die Benefits der verbesserten Eigenschaften voll ausschöpfen zu können müssten gar die Zulassungskriterien für Faserverbundbauteile angepasst werden. Obendrein verlangt das Material eine Anpassung der Arbeitsprozesse, insbesondere in der automatisierten Faserablage, wie bisherige Versuche in Unterabschnitt 2.5.3 und Unterabschnitt 2.6.2 gezeigt haben. So erzeugte etwa die ATL-Ablage der Panels für die CAI-Proben aus Thin-Ply Material beim DLR einige Probleme:

1. Das am DLR untersuchte Thin-Ply Prepreg hatte nur eine sehr geringe Haftung. Dies war sowohl bei der ersten Lage, welche auf dem Werkzeug anliegen soll, als auch zwischen den einzelnen Lagen der Fall [85].
2. Das Thin-Ply Tape hat sich schon früh vom Deckpapier (*engl.* Backing-Paper) des Prepregs gelöst. Zudem war die Anpressrolle teilweise schneller, als das Material und rollte dann über die Wulst. Dies rief eine Faltenbildung hervor, wodurch die Fasern brachen und das Tape neu abgelegt werden musste [85].
3. Mit dem Aufbau des Laminats stiegen auch die Toleranzen, so dass eine wellige Oberfläche entstand [82]. In Abbildung 2.23 (a) ist das abgelegte Panel zu erkennen, in (b) die entsprechende Darstellung per Ultraschall inklusive Fehlstellen.

Auch die Ablage von Thin-Ply Slit Tape des ITCF wurde bereits am DLR Stade per AFP getestet. Hier traten Haftungsprobleme sowohl zwischen den Tows als auch zwischen Tow und Backing-Papier auf, so dass der Versuch abgebrochen werden musste.





**Abbildung 2.23:** Per ATL gefertigtes Thin-Ply Panel (a) und dessen Erscheinung per Ultraschall [82] (b), die Fehlstellen offenbart

Ein Teil der vorliegenden Arbeit ist die Lösung einiger dieser Probleme, sowie das Testen und Optimieren der automatisierten Ablage. Dies wird in Kapitel 4 geschildert.

## 3 Manuelle Ablage von Thin-Ply

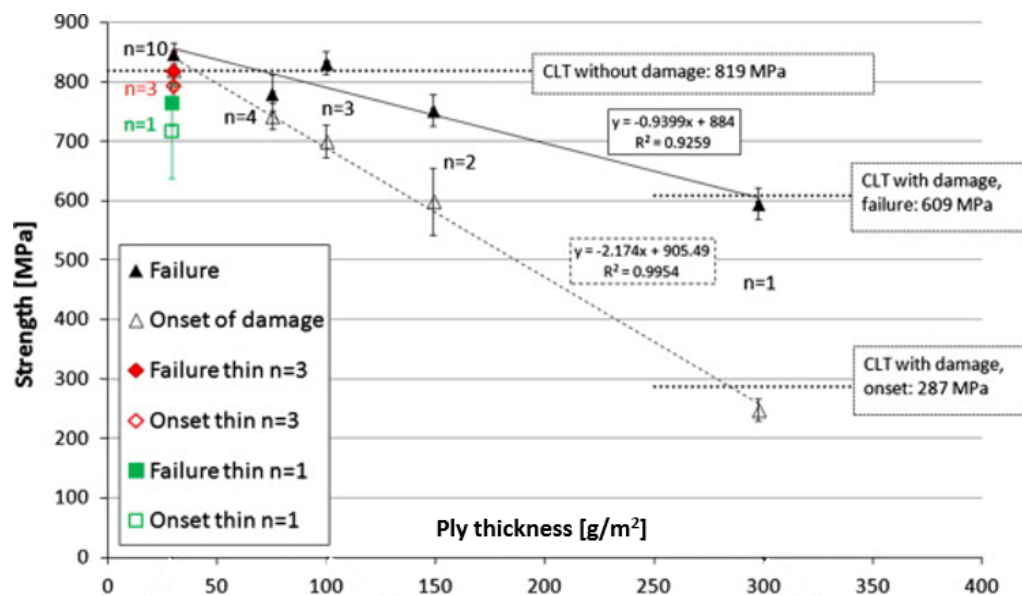
Bevor Thin-Ply Prepreg manuell zu Panels abgelegt wird, um daraus Proben für Materialversuche zu fertigen und gleichzeitig das Material sowie seine Verarbeitungspotenziale besser kennenzulernen, muss zusammengefasst werden, welche Fragen zu den Eigenschaften nach der in Abschnitt 2.3 durchgeführten Literaturrecherche noch offen sind.

### 3.1 Offene Fragen nach der Literatur-Recherche

Nach ausführlichem Studieren der Literatur zu den Eigenschaften der Thin-Ply Materialien bleiben einige Fragen, die idealerweise mit Versuchen auf Coupon-Größe beantwortet werden können.

#### 3.1.1 In-Situ Effekt

Amacher et al. [21] haben in ihrem Paper sehr ausführlich quasi-isotrope Proben aus Thin-Ply mit unterschiedlichen Lagendicken getestet. Allerdings wurde der In-Situ Effekt in Form des Zusammenhangs zwischen der Erhöhung der Zugfestigkeit und der abnehmenden Lagendicke (angegeben in Form des Flächengewichts) als nahezu linear festgestellt, wie in Abbildung 3.1 als Markierungen auf der durchgezogene Linie zu erkennen ist.



**Abbildung 3.1:** Endfestigkeit und Schadensbeginn in Bezug auf das Flächengewicht in ungekerbten quasi-isotropen Zugversuchen nach [21]

Nach diesem Vorbild soll untersucht werden, wann der In-Situ Effekt in welcher Form wirkt. Bei Zugproben wurde dies anschaulich dargestellt. Wie verhält es sich jedoch bei OHT Proben? Für

Druckproben wurden nur marginale Untersuchungen in der Literatur ausgemacht. Verhält es sich mit ihnen wie bei den Zugproben? Wie ändert sich der Effekt dabei durch das Hinzufügen eines Durchgangslochs, also bei OHC Proben? Aus diesen Fragen leiten sich folgende Versuche ab:

- Bestimmung der OHT-Festigkeit,
- Bestimmung der Druckfestigkeit,
- Bestimmung der OHC-Festigkeit.
- Aus Gründen der Vollständigkeit und um die Ergebnisse auf Validität zu überprüfen wird ebenfalls die Zugfestigkeit bestimmt.

Diese Punkte sollen mit Coupon-Proben untersucht werden. Zudem soll analysiert werden, ob der In-Situ Effekt in der Praxis linear oder doch proportional zur umgekehrten Wurzelfunktion wirkt. Erst dann kann die optimale Lagendicke unter Berücksichtigung der mechanischen Eigenschaften und des Arbeitsaufwands bestimmt werden.

### 3.1.2 Erstschtversagen

Einer der bedeutsamsten Vorteile von Thin-Ply Proben ist das stark verzögerte Erstschtversagen. Amacher et al. [21] haben dieses in ihrem Versuchen zur Zugfestigkeit mittels Schallemissionsmessung (*engl.* „Acoustic Emission“) überwacht. Neben der Zugfestigkeit zeigen sie, dass auch die Belastung bei Erstschtversagen nahezu linear mit abnehmender Lagendicke zunimmt, wie in Abbildung 3.1 als Markierungen auf der gestrichelten Linie ebenfalls zu erkennen ist. Diese Eigenschaft soll weiter untersucht werden. Verhält sich das Erstschtversagen mit abnehmender Lagendicke in der Praxis linear oder doch gemäß dem In-Situ Effekt (proportional zur umgekehrten Wurzelfunktion)? Besteht gar ein anderer Zusammenhang? Decken sich die Ergebnisse mit jenen von Amacher et al. [21]?

Besonders interessant ist dies neben den reinen Zugproben vor allem bei der Untersuchung der OHT-Festigkeit, welche absolut bei Thin-Ply Proben geringer ausfällt, als bei den Proben mit höherer Lagendicke. Bei der Analyse mit Acoustic Emission wird hingegen erwartet, dass die Thin-Ply Proben eine deutlich höhere Belastung bei Erstschtversagen offenbaren (siehe Unterabschnitt 2.3.2, OHT). Die Proben für die Untersuchung der Zugfestigkeit und der OHT-Festigkeit, sollen per Acoustic Emission überwacht werden.

### 3.1.3 Kennwert-Streuung

In den bisherigen Versuchen des DLR (siehe Unterabschnitt 2.6.2) konnte, ebenso wie in einigen Veröffentlichungen der Literaturrecherche, festgestellt werden, dass die Kennwert-Streuung bei Thin-Ply Proben deutlich reduziert ist. Bisher liegen hierzu allerdings keine detaillierten Informationen vor. Deshalb soll untersucht werden, wie sich die Kennwert-Streuung, etwa in Form der Standardabweichung  $\zeta$ , mit abnehmender Lagendicke verändert. Wird diese im Wirkungsbereich des In-Situ Effekts reduziert? Wenn ja, dann linear, logarithmisch oder kann gar kein stetiger Zusammenhang bestätigt werden? Um verlässliche Werte für die Standardabweichung zu erhalten ist es sinnvoll eine möglichst hohe Anzahl an Proben zu testen.

## 3.2 Versuchs-Planung

### 3.2.1 Proben-Design

Der In-Situ Effekt kommt, wie in Unterabschnitt 2.3.1 beschrieben, bei Reduktion der Lagendicke eines Laminats zum Tragen, wenn dieses verschiedene aneinandergrenzende Lagenorientierungen aufweist. Da das DLR nur Thin-Ply Material mit 50  $\mu\text{m}$  Lagendicke besitzt, wird ausgehend von dieser Dicke der Effekt untersucht. Mittels unterschiedlicher Lagendicken der Form  $n \cdot 50 \mu\text{m}$  werden Proben gefertigt und auf eine vergleichbare Laminat-Dicke gebracht. Wie in Unterabschnitt 2.6.2 beschrieben, wird auch hierfür ein quasi-isotroper Lagenaufbau gewählt, der verhindert, dass direkt um die Symmetrie-Ebene zwei Lagen gleicher Orientierung aneinandergrenzen. Dies würde die Lagendicke in der Mitte der Proben verdoppeln und so streng genommen bereits eine Hybrid-Probe darstellen. Deren Eigenschaften sind verändert und werden im Rahmen dieser Arbeit nicht untersucht. Grundsätzlich eignet sich ein Lagenaufbau von  $[45_n/0_n/-45_n/90_n]_s$ . Dieser wurde bereits von Tsai [26], Kawabe [25], Yokozeki [27, 54] und dem DLR Stade in bisherigen Versuchen verwendet. Um jedoch die doppelte Lage in der Mitte zu verhindern ändert sich die Notation zu:  $[45_n/0_n/-45_n/90_n]_s$ . Das bedeutet, dass die  $90^\circ$ -Lage genau in der Mitte von der Symmetrieanforderung ausgenommen ist und die Mittelebene durch jene innerste  $90^\circ$ -Lage verläuft.

Die Design-Regeln zum Laminataufbau werden gemäß den Empfehlungen von Baker et al. [74] umgesetzt. Der Lagenaufbau soll dafür sowohl symmetrisch als auch ausgeglichen (*engl.* „balanced“, also als ein Verbundlaminat, bei dem alle identischen Lagen unter anderen Winkeln als  $0^\circ$  und  $90^\circ$  nur in  $\pm$ -Paaren aber nicht zwingend nebeneinander vorkommen [24]) umgesetzt werden. Die Außenlagen besitzen gemäß der Empfehlung  $\pm 45^\circ$  gegenüber der späteren Belastung, während grundsätzlich im Laminat jede Orientierung mindestens einen Anteil von 10% einnehmen soll. Alle diese Bedingungen werden mit oben genanntem Lagenaufbau erfüllt. Der genaue Lagenaufbau für die individuellen Panels ist in Abschnitt A.1 des Anhangs dargestellt.

*Anmerkung zum Lagenaufbau bei Thin-Plies:* Durch die Homogenisierung der Lamine mittels Wiederholung von Unterlaminaten (*engl.* „Sublamine scaling“) wird die Symmetrie in der Mittelebene aufgrund des vernachlässigbaren thermischen Verzugs gemäß Tsai [86] und Papila [87] irrelevant. Dies kann auch weniger komplizierte Ablegeprozesse ermöglichen. Guillamet et al. [43] merken dazu allerdings an, dass die dramatische Verbesserung der Gestaltungsfreiheit, die mit der Verwendung von Thin-Plies und eventuellen Hybridisierungen verbunden ist, durch verbesserte Design-Tools ausgeglichen werden muss, die in der Lage sind, die Effekte und Optimierungen des Lagenaufbaus in jeder Ausrichtung zu antizipieren.

Auf einen asymmetrischen Aufbau der Thin-Ply Lamine wird bei diesen Versuchen bewusst verzichtet, da dies primär Potenzial für Lagenoptimierungen bietet und für die Vergleichbarkeit kontraproduktiv ist.

Anhand der getroffenen Definition zur Lagendicke von Thin-Ply und anhand der Recherche in Abschnitt 2.3 wird eine Lagendicke von 200  $\mu\text{m}$  als sinnvolle Obergrenze für Vergleichsproben angesehen, um den Arbeitsaufwand zu beschränken und den Fokus auf dünne Lagendicken zu legen.

Wie in Unterabschnitt 3.1.1 beschrieben, sollen die Zugfestigkeit, Druckfestigkeit, sowie OHT- und OHC-Festigkeit untersucht werden. Dafür wird auf die international verbreiteten ASTM-Normen („American Society for Testing and Materials“) zurückgegriffen. ASTM D3039/D3039M

- 17 [88] wird für die Bestimmung der Zugfestigkeit verwendet und ASTM D5766/D5766M - 11(2018) [89] für die Bestimmung der Open-Hole Zugfestigkeit. Für die Bestimmung der Open-Hole Druckfestigkeit dient ASTM D6484/D6484M - 14 [90]. Für den verbleibenden Versuch, die Untersuchung der Druckfestigkeit, soll die Norm ASTM D6641/D6641M - 16e1 [91] verwendet werden. Alternativ kann hier die ASTM D3410/D3410M - 16 verwendet werden, welche allerdings häufig Aufleimer erfordert [92]. Die ASTM D6641/D6641M - 16e1 bietet ein unkomplizierteres Prüfwerkzeug mit besserer Zugänglichkeit, sowie eine kombinierte Krafteinleitung aus Druck und Schub, so dass diese Prüfmethode flexibler eingesetzt werden kann [92].

Gemäß allen Normen müssen mindestens 5 Proben für jeden Versuch geprüft werden. Da wie in Unterabschnitt 3.1.3 erklärt der Einfluss der Lagendicke auf die Kennwert-Streuung untersucht werden soll, sind 10 Proben für jeden Versuch und jede Dicke vorgesehen um eine genauere Standardabweichung errechnen zu können. Mit den 4 Versuchen und je 10 Proben bei jeder der 4 Lagendicken resultiert die in Tabelle 3.1 dargestellte Versuchsmatrix:

**Tabelle 3.1:** Versuchsmatrix zu Thin-Ply Proben mit deren Anzahl

Lagendicke	Zugproben	Druckproben	OHT-Proben	OHC-Proben	Gesamt
50 $\mu\text{m}$	10	10	10	10	40
100 $\mu\text{m}$	10	10	10	10	40
150 $\mu\text{m}$	10	10	10	10	40
200 $\mu\text{m}$	10	10	10	10	40
	40	40	40	40	160

Insgesamt werden somit von jeder Lagendicke, beziehungsweise von jedem Versuch, 40 Proben untersucht, was in einer Gesamtprobenanzahl von 160 resultiert.

Gemäß den genannten ASTM-Normen werden für die Versuche die in Tabelle 3.2 dargestellten Probengeometrien empfohlen:

**Tabelle 3.2:** Vorgesehene Proben-Geometrien nach den ASTM-Normen

	Zugproben	Druckproben	OHT-Proben	OHC-Proben
<b>ASTM-Norm</b>	D3039 - 17	D6641 - 16e1	D5766 - 11(2018)	D6484 - 14
<b>Geometrie (LxB)</b>	250 x 25 mm <sup>2</sup>	140 x 13 mm <sup>2</sup>	200 x 36 mm <sup>2</sup>	300 x 36 mm <sup>2</sup>

Die Anforderungen an die Probendicke unterscheiden sich leicht und sind, ebenso wie die Durchmesser der Durchgangslöcher, in den entsprechenden Normen vorgegeben:

D3039 - 17 [88] für die Zugproben: Die Probendicke sollte etwa 2,5 mm betragen, kann aber den Anforderungen angepasst werden.

D6641 - 16e1 [91] für die Druckproben werden keine direkten Angaben für die Probendicke gemacht. Diese wird demnach entsprechend der anderen Versuche gewählt.

D5766 - 11(2018) [89] für die Open-Hole Zugproben: Das Durchgangsloch soll einen Durchmesser von 6 mm besitzen, so dass das Verhältnis von Breite der Probe zum Lochdurchmesser 6 beträgt. Die Probendicke soll 2-4 mm betragen.

D6484 - 14 [90] für die Open-Hole Druckproben: Das Durchgangsloch soll einen Durchmesser von 6 mm besitzen, so dass das Verhältnis von Breite der Probe zum Lochdurchmesser 6 beträgt. Die Probendicke soll 3-5 mm betragen.

Die geringste einheitlich mögliche Probendicke beträgt gemäß den genannten Normen 3 mm. Aufgrund der strengen Anforderungen an den Lagenaufbau wird die Dicke zwischen 3 und 3,45 mm variieren (siehe Abschnitt A.1).

Es resultieren schlussendlich die in Tabelle 3.3 aufgelisteten zu untersuchenden Lamine mit unterschiedlicher Lagendicke und daraus resultierenden Lagenanzahlen. Die absolute Anzahl beschreibt, wie viele Lagen insgesamt für jenes Panel abgelegt werden. Die relative Anzahl gibt nur jene Lagen an, die mit unterschiedlicher Orientierung aneinander grenzen. Letzteres ist anhand des Lagenaufbaus zu erkennen. Wie Abbildung 3.2 zu entnehmen ist, wird die Orientierung der Proben in den Panels so gewählt, dass die Hauptlastrichtung entlang der 0°-Lage wirkt. Durch den speziellen Lagenaufbau mit nur einer einfachen Mittellage sind die Proben zwar nach wie vor quasi-isotrop, aber die Anteile der 0/±45/90°-Lagen betragen nicht wie sonst üblich 25/50/25%. Jene Abweichung ist ebenfalls in Tabelle 3.3 angegeben. Zudem ist die Laminatdicke der vier Panels notiert.

**Tabelle 3.3:** Lagendicken und -aufbau der Thin-Ply Proben mit resultierender Laminatdicke

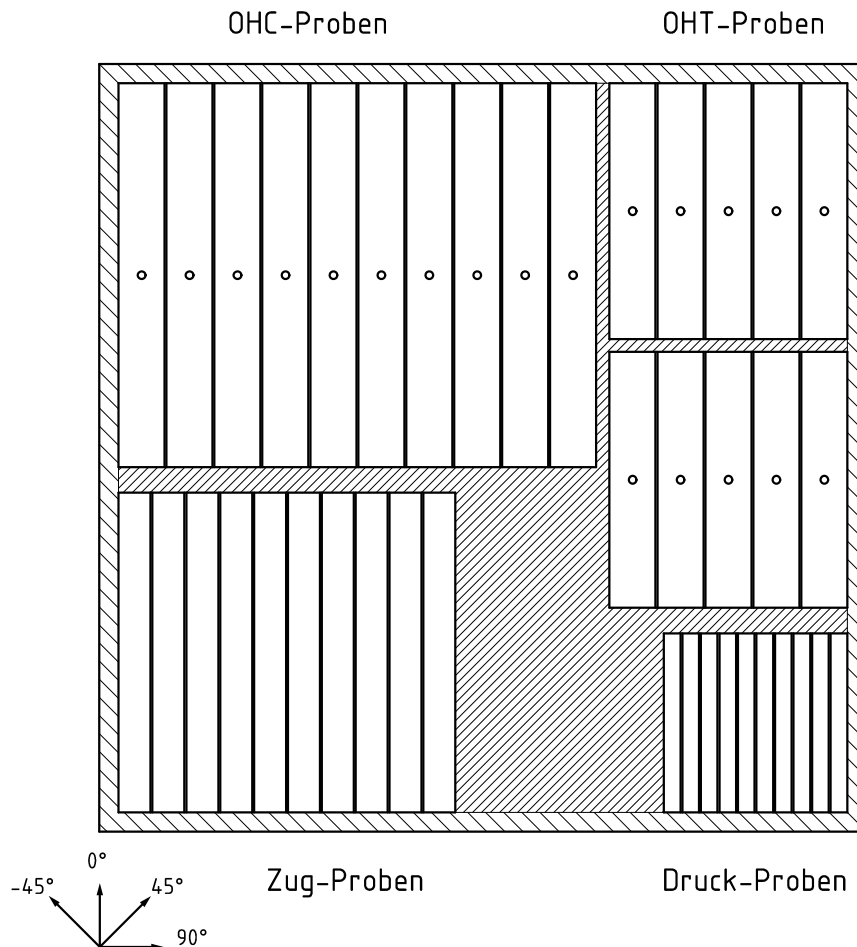
Lagendicke rel. [µm]	Lagenanzahl		Lagenaufbau	Lagenanteile (0/±45/90) [%]	Laminatdicke Dicke [mm]
	abs.	rel.			
50	63	63	$[45/0/-45/90]_{8s}$	25,4 / 50,8 / 23,8	3,15
100	62	31	$[45_2/0_2/-45_2/90_2]_{4s}$	25,8 / 51,6 / 22,6	3,10
150	69	23	$[45_3/0_3/-45_3/90_3]_{3s}$	26,1 / 52,2 / 21,7	3,45
200	60	15	$[45_4/0_4/-45_4/90_4]_{2s}$	26,7 / 53,3 / 20,0	3,00

Gemäß den hier verwendeten Normen [88, 89, 90, 91] werden keine Aufleimer (*engl.* „Tabs“) für die Proben in den Versuchen benötigt. Um sicherzustellen, dass das Versagen der Proben im Zugversuch nicht durch Schädigungen in Folge der Einspannung in den Backen der Prüfmaschine erfolgt, sind bei diesem Versuch vorsichtshalber Aufleimer vorgesehen. Bei OHT- und OHC-Versuchen wird das Versagen rund um das Durchgangsloch erwartet, weshalb Aufleimer gemäß den Norm [89] nicht nötig sind. Beim reinen Druckversuch stellt das Beulen die größte Gefahr für die Datenverunreinigung dar; dies soll aber mittels Dehnungsmessstreifen gemäß der Empfehlung in der Prüfnorm [91] überwacht werden.

### 3.2.2 Panel-Design

Neben der Dicke der Panels und der Probenanzahl inklusive deren Geometrien, sind auch die Länge und Breite der Panels zu bestimmen, aus denen später die Proben herausgetrennt werden. Die Geometrie wird zunächst aufgrund großer Variationsmöglichkeiten der Probenanordnung mit der Verschnittoptimierungs-Software „MaxCut 2“ überschlagen. Es gilt dabei einen Kompromiss aus möglichst geringem Materialverbrauch und möglichst geringem Arbeitsaufwand in der Probenfertigung zu finden. Die endgültige Anordnung wird aufgrund des eingeschränkten Funktionsumfangs der Verschnitt-Software mit dem CAD-Programm „CATIA“ ermittelt und dargestellt. Es werden die 4 Probengeometrien mit je 10-facher Ausführung auf einem Panel mit Seitenlänge 600 mm x 600 mm untergebracht. Die Panels sollen zersägt werden, weshalb die Sägeblatbreite zwischen Proben gleichen Typs mit 1,5 mm berücksichtigt wird. Da diese zunächst als große Blöcke separiert werden sollen, beträgt die Sägeblatbreite zwischen

diesen mindestens 10 mm. Als äußere Besäumung für eventuelle Qualitätsmängel entlang der Außenkontur werden 15 mm eingerechnet. Der Verschnittanteil (inklusive Sägeflächen und Besäumung) beträgt so lediglich 28%. Das restliche Material erlaubt gar noch die Anfertigung von 2 CAI-Proben (siehe Unterabschnitt 2.6.2), oder das Fertigen von mindestens 3 zusätzlichen Proben eines Typs, sofern dies erforderlich sein sollte. Obendrein erlaubt diese Anordnung, dass alle Proben mit der Prüfbelastung entlang der 0°-Lage ausgerichtet werden. In Abbildung 3.2 sind die Anordnung der Proben und der Verschnitt vereinfacht dargestellt. Die technische Zeichnung mit den genauen Maßen der Probenanordnung ist in Abschnitt A.6 zu finden.



**Abbildung 3.2:** Verschnittoptimiertes Panel mit 600 mm x 600 mm für alle Proben einer Dicke. Schraffierte Bereiche stellen Verschnitt und Besäumung dar.

Damit sind alle notwendigen Planungen für die Proben und die dafür benötigten Panels abgeschlossen, so dass mit der Fertigung begonnen werden kann.

### 3.3 Versuchs-Vorbereitung

#### 3.3.1 Panel-Fertigung

Die Fertigung jedes der vier Panels erfolgt gemäß dem Life Data Sheet (LDS). Dies stellt DLR-intern den Arbeitsauftrag und die Arbeitsschritte dar. Die Grundschritte für die Panels

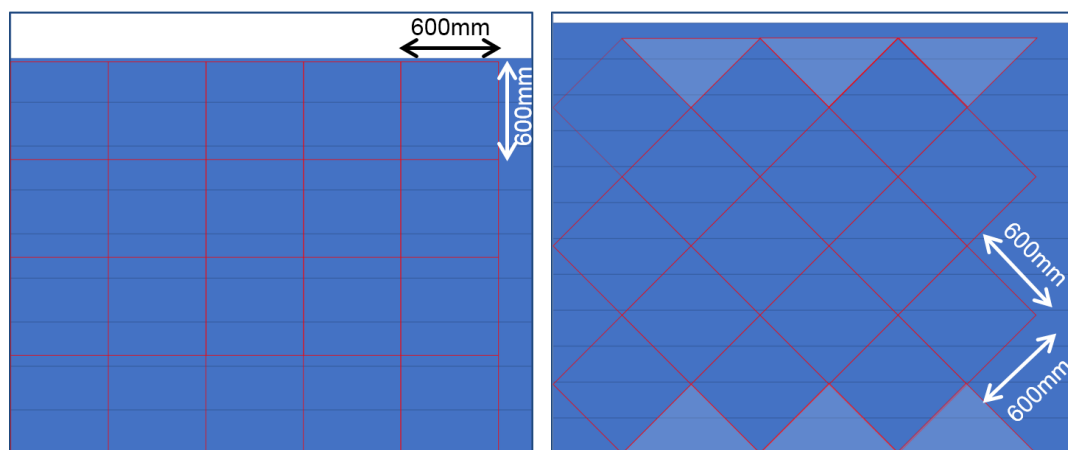
sind:

1. Vorbereiten des Werkzeugs,
2. Schneiden des Prepregs per Cutter,
3. Manuelles Ablegen des Prepregs,
4. Dokumentation des Ergebnisses,
5. Vakuumaufbau,
6. Aushärtung des Laminates im Autoklav,
7. Begutachtung und Prüfung.

Auch die Dokumentation in vorliegender Thesis erfolgt entlang dieser Grundschrirte.

### Schneiden des Prepregs per Cutter

Das Prepreg besteht aus Toray Fasern des Typs T800SC und einem speziellen Harz des ITCF auf Basis von Bisphenol A. Der Faservolumengehalt beträgt nach Herstellerangaben 55%, während die Lagendicke auf 50  $\mu\text{m}$  beziffert wird. Für die Panels steht das Prepreg mit 220 und 270 mm Tape-Breite zur Verfügung. Aufgrund erhöhter Genauigkeit und Geschwindigkeit sowie reduziertem Arbeitsaufwand werden die Lagen per Cutter zugeschnitten. Die Cutter-Fläche beträgt 3,2 m  $\times$  2,7 m. Um auch hierbei möglichst verschnittarm zu arbeiten, sollen die 0°/90°-Lagen ausschließlich aus 270 mm breitem Tape in 9 Bahnen geschnitten werden. Es resultiert die in Abbildung 3.3 links dargestellte Anordnung auf der Cutter-Fläche. Die  $\pm 45^\circ$ -Lagen werden ausschließlich aus 220 mm breitem Tape in 12 Bahnen geschnitten. Es resultiert die in Abbildung 3.3 rechts dargestellte Anordnung auf der Cutter-Fläche. Auch die im rechten Bild oben und unten hellblau dargestellten halben Flächen werden zusammengesetzt verwendet.

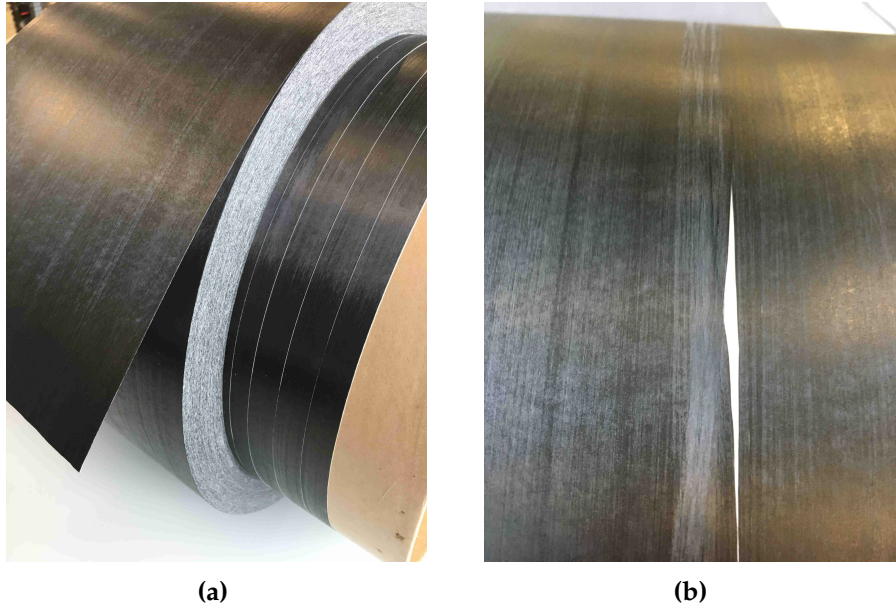


**Abbildung 3.3:** Belegung der Cutter-Fläche (blaue Umrandung) für 0°/90°-Lagen links und für  $\pm 45^\circ$ -Lagen rechts. Tape-Bahnen sind horizontal eingezeichnet, auszuscheidende Flächen rot umrandet.

Da das Material, wie in Abbildung 3.4 (a) zu sehen ist, auf Rollen gelagert wird, werden diese für jede Bahn auf 3,2 m abgerollt und mit einer Schere abgeschnitten. Das Prepreg kann direkt auf die Cutter-Fläche gelegt werden, wobei das Backing-Papier nach oben zeigt. Mehrere

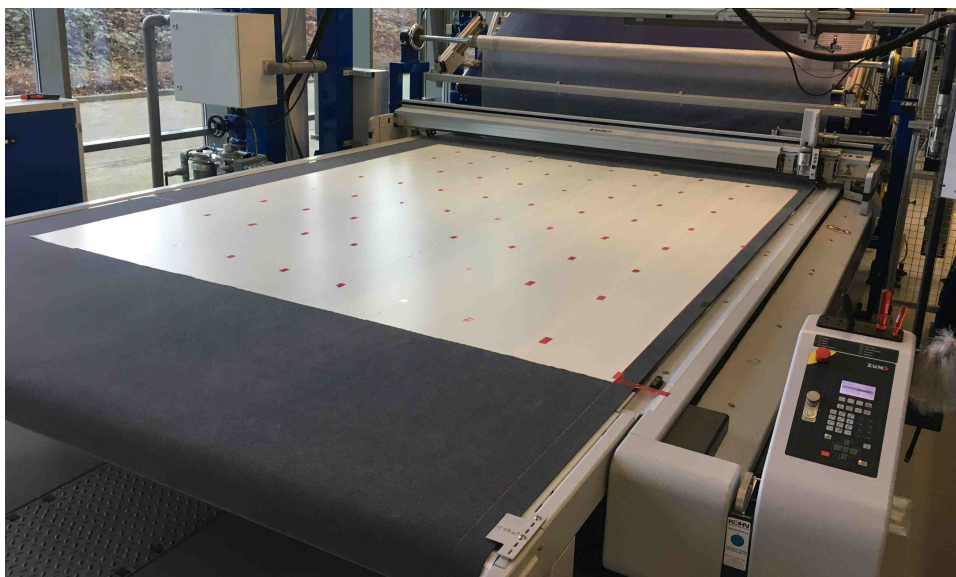


solcher Bahnen werden mittels Klebeband auf dem Backing-Papier miteinander verbunden, was in Abbildung 3.5 anhand der roten Klebestreifen zu erkennen ist.



**Abbildung 3.4:** Thin-Ply Prepreg aufgerollt (a) und eine Fehlstelle mit Faserverdrehung (b)

Die Materialqualität erscheint sehr gut, lediglich eine Fehlstelle wird festgestellt, welche in Abbildung 3.4 (b) abgebildet ist. Dort wurde das Thin-Ply Tape verdreht aufgerollt. Das 220 mm breite Material lässt sich ohne Probleme verarbeiten. Bei dem 270 mm breitem Material ist dies nur bei einer Rolle der Fall. Das Thin-Ply Material der zweiten Rolle löst sich sofort vom Backing-Papier. Dies macht das Schneiden, Ablegen auf dem Cutter, Fixieren mit Klebeband, sowie das anschließende Aufnehmen und Ablegen unmöglich. Deshalb wird jenes Material nicht verwendet und die fehlenden 0/90°-Lagen werden aus dem noch übrigen 220 mm breitem Material geschnitten. Insgesamt werden 125 0/90°-Lagen (3 als Reserve) und 137 ±45°-Lagen (5 als Reserve) geschnitten.



**Abbildung 3.5:** Die Cutter-Fläche belegt mit Thin-Ply Prepreg

Für die Bestimmung des Flächengewichts werden anschließend 30 Zuschnitte gewogen, 5 davon entstammen dem 270 mm breitem Tape und 25 dem 220 mm breitem Tape. Auf das direkte Wiegen des Prepregs ohne Backing-Papier wird verzichtet, um das Material nicht zu verunreinigen. Zudem werden die Zuschnitte nur mit Klebestreifen auf dem Backing-Papier miteinander verbunden, so dass diese extra für das Wiegen wieder aufgelöst werden müssten, was den Arbeitsaufwand auch beim späteren Ablegen erhöhen würde. Es wird deshalb das Gewicht der Zuschnitte von Prepreg mit Backing-Papier und das Gewicht des entsprechenden Backing-Papiers anschließend einzeln notiert. So kann das Prepreg-Gewicht subtrahiert werden. Abbildung 3.6 zeigt einen zusammengefalteten Zuschnitt auf der Waage.



**Abbildung 3.6:** Messung des Flächengewichts, hier des Prepregs mit Backing-Papier

Das festgestellte Gewicht ist auf eine Fläche von 600 mm x 600 mm, also 0,36 m<sup>2</sup> bezogen. Da Angaben des Flächengewichts auf einen Quadratmeter bezogen sind, müssen die gewogenen Massen ebenfalls auf einen Quadratmeter skaliert werden. Die Messergebnisse sind in Tabelle 3.4 zu finden.

**Tabelle 3.4:** Die gemittelten gewogenen Massen, bezogen auf die Grundfläche von 0,36 m<sup>2</sup> sowie die gemittelten Flächengewichte der beiden Prepreg-Tapes

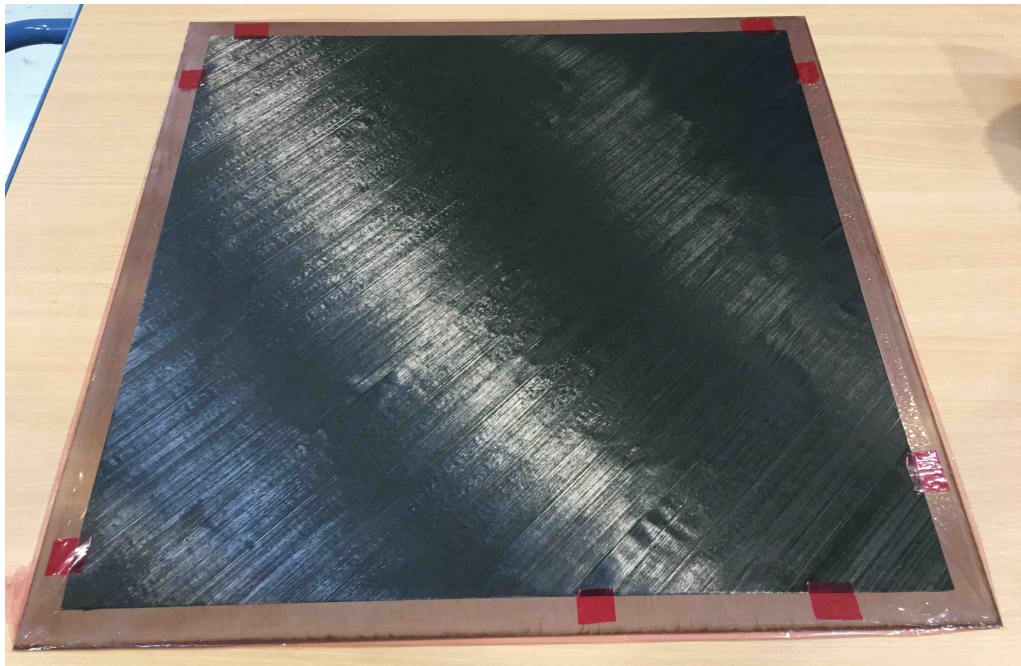
Tape-Breite	Orientierung	Masse <sub>Gesamt</sub>	Masse <sub>Papier</sub>	Masse <sub>Prepreg</sub>	FAW <sub>Prepreg</sub>
270 mm	[0/90]	71,7 g	44,9 g	26,7 g	74,3 g/m <sup>2</sup>
220 mm	[0/90/±45]	71,7 g	43,9 g	27,7 g	76,9 g/m <sup>2</sup>

Das nur in geringem Umfang verwendete Tape mit 270 mm Breite ist also mit 74,3 g/m<sup>2</sup> etwa 2,6 g/m<sup>2</sup> leichter als das meist verwendete 220 mm breite Tape mit 76,9 g/m<sup>2</sup>.

### Vorbereitung des Werkzeugs

Gemäß der standardisierten Vorgehensweise sollen zunächst die ebenen Platten-Werkzeuge gereinigt werden, anschließend können Position und Größe der Panels inklusive eines Koordinatensystems eingezeichnet werden. Das Siegelkit kann anschließend auf dem Werkzeug entlang der viereckigen Außenkontur angebracht und der Vakuum-Ansaugstutzen installiert werden. Zum Schluss soll die Trennfolie faltenfrei auf dem Werkzeug aufgespannt und auf dem Siegelkit angeedrückt werden.

Da zwischen Ablage des Prepregs und der vorgesehenen Aushärtung im Autoklav mehrere Woche liegen, wird das Material zunächst auf Platten abgelegt, welche anschließend wieder eingefroren werden können. Die Platten werden dafür zunächst mit Trennfolie umwickelt, siehe Abbildung 3.7.



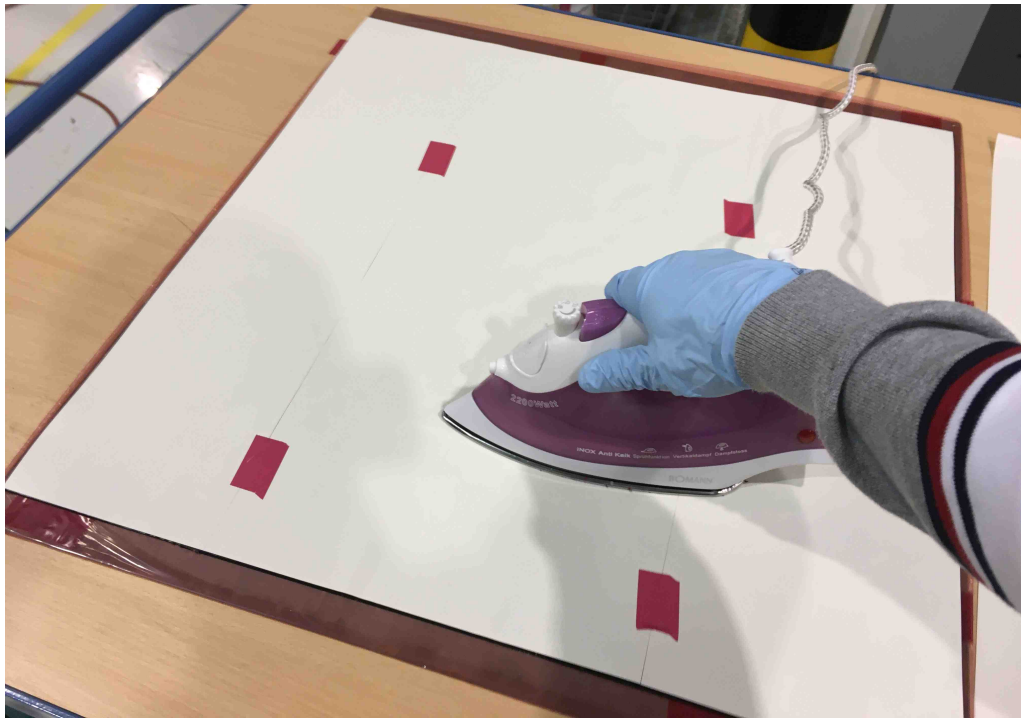
**Abbildung 3.7:** Erste Lage auf der in Trennfolie umwickelten Platte festgeklebt

#### **Manuelles Ablegen des Prepregs**

Die Panels können nun gemäß der in Unterabschnitt 3.2.2 beschriebenen Anforderungen manuell gefertigt werden. Als Halbzeuge für die Ablage dienen die vorbereiteten Zuschnitte mit den Abmaßen 600 mm x 600 mm aus Thin-Ply.

Bei den Panels mit 200 und 150  $\mu\text{m}$  Lagendicke, welche nächst abgelegt werden, muss die erste Lage aufgrund des geringen Tacks des Prepregs per Klebeband auf der Folie fixiert werden, dies ist in Abbildung 3.7 zu erkennen. Generell ist die Haftung des Prepregs gering, so dass auch die Lagen aufeinander kaum haften. Schon der Wärmeeinfluss der Hand reicht allerdings nach kurzer Einwirkung aus, um lokal ausreichenden Tack herzustellen. Es wird demnach Wärme für die Ablage benötigt. Zudem ist für die gleichmäßige Ablage über die ganze Fläche Druck nötig. Die beste Kombination aus Druck und Wärme liefert hierbei ein herkömmliches Bügeleisen. Gute Ergebnisse werden bei mittlerer bis hoher Stufe des Bügeleisens und einer Einwirkdauer von 5 bis 10 Sekunden pro Lage erzielt. Der Tack ist dann ausreichend um das Backing-Papier abzuziehen. Allerdings muss anschließend meist nochmals lokal mit erhöhter Geschwindigkeit und ebenfalls hohem Druck das Bügeleisen aufgebracht werden, um den Tack auch in den letzten Ecken zu steigern und kleine Wellen zu entfernen. Um nicht auf dem Prepreg selbst zu bügeln, wird dafür erneut ein Streifen des bereits entfernten Backing-Papiers zwischen Prepreg und Bügeleisen gelegt. Abbildung 3.8 zeigt das Aufbringen einer Prepreg-Lage, bei dem das Bügeleisen über das Backing-Papier geführt wird.

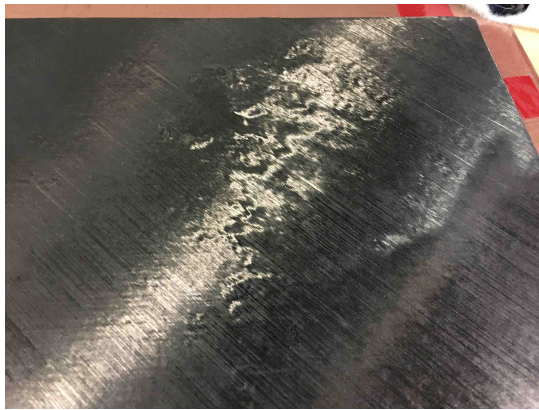




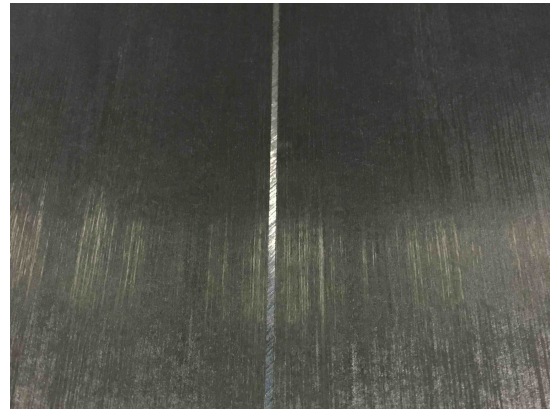
**Abbildung 3.8:** Aufbringen einer Lage Thin-Ply mit Druck und Wärme des Bügeleisens

Je länger die Einwirkdauer des Bügeleisens, desto geringer muss die Temperatur sein. Zu hohe lokale Temperaturen oder ein zu langer Wärmeeinfluss sorgen für feine Wellen im Material, wie sie in Abbildung 3.9 (a) zu erkennen sind. Dies gilt es durch schnelle und gleichmäßige Verwendung des Bügeleisens zu vermeiden. Alternativ kann auch die Temperatur des Bügeleisens reduziert werden, was jedoch den Ablageprozess verlangsamen würde. Weitere aufgetretene Fehlstellen sind in Abbildung 3.9 (b-f) dargestellt. Diese umfassen Gaps (also Lücken zwischen den Tapes durch Schnittfehler, <1 mm), lokale Tape-Verdrehungen, Faserausfransen, lokal fehlendes Prepreg (durch Schnittfehler) und Harzveränderungen, erkennbar durch matte Bereiche.

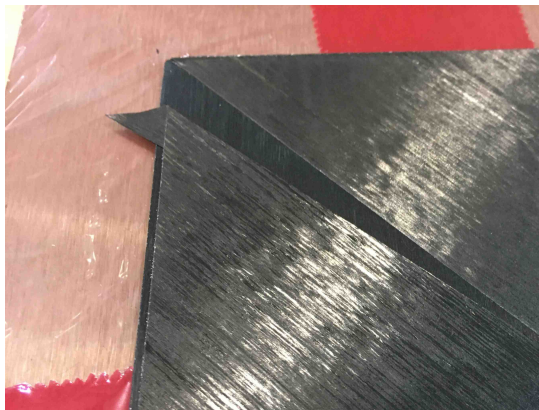
Bei den Panels mit 100 und 50  $\mu\text{m}$  Lagendicke wird rund um die Platte ein Vakuumaufbau installiert. Dieser erlaubt es, die erste Lage sauber auf die mit Folie bespannte Platte aufzubringen und darüber hinaus nach einer gewissen Anzahl an Lagen ein Zwischenvakuum zu ziehen, welches das Laminat flächig sowie gleichmäßig fixiert und Lufteinschlüsse verhindert. Um die Platte herum wird dazu Sieglkitt (*engl.* „Tacky-Tape“) angebracht. Zwischen diesem und der Platte werden Vlies-Streifen verlegt. In eine Ecke wird der Ansaug-Stutzen positioniert, anschließend kann der Aufbau mit Vakuum-Folie bedeckt und das Vakuum aufgebracht werden. Schon bei der ersten Lage wird die positive Wirkung des Zwischenvakuum auf die Ablagequalität festgestellt. Vergleichend ist in Abbildung 3.10 die erste Lage vor (a) und während des (b) Vakuumziehens abgebildet. Deutlich ist zu erkennen, dass durch das Vakuumieren sämtliche Falten verschwinden und sich ein sehr gleichmäßiges Erscheinungsbild bietet. Deshalb wird im Folgenden stets nach 10 Lagen ein Zwischenvakuum gezogen.



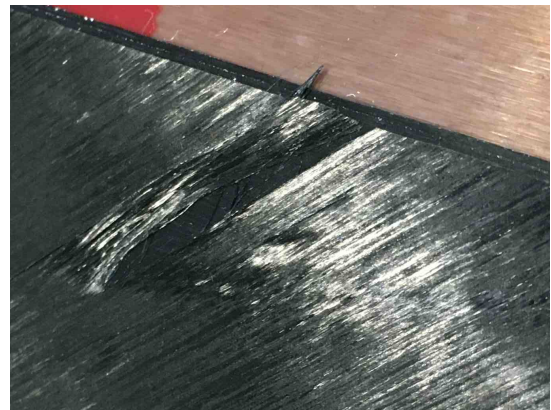
(a)



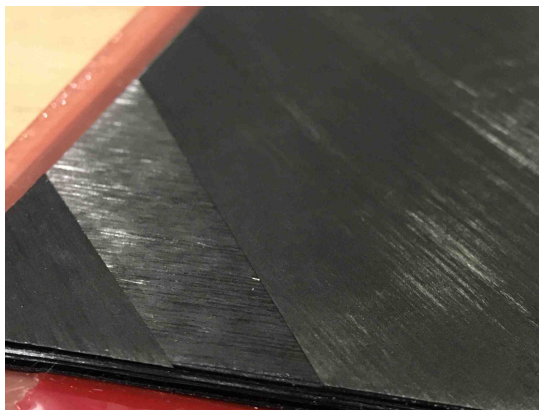
(b)



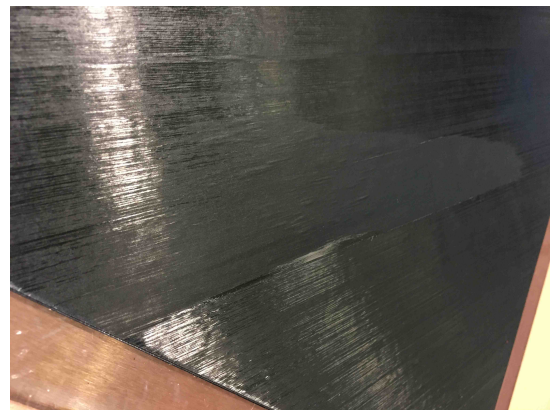
(c)



(d)



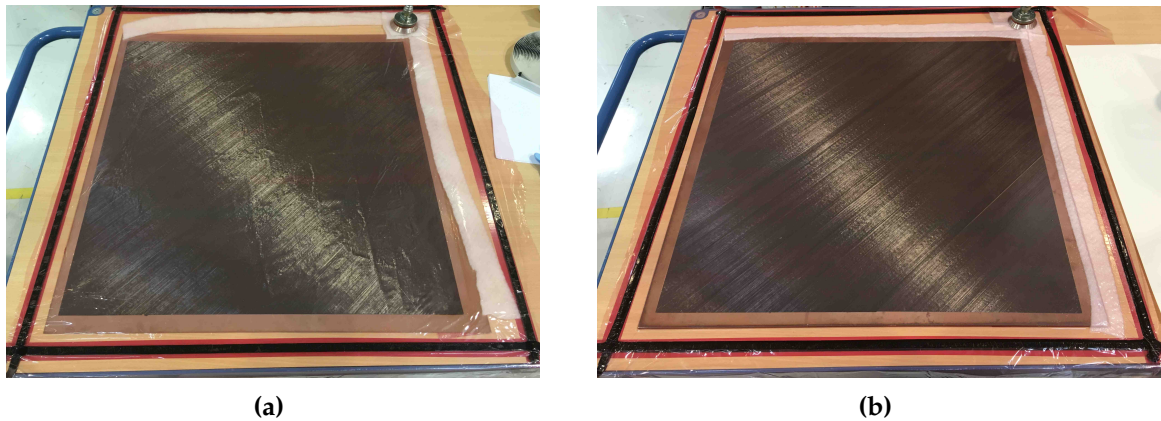
(e)



(f)

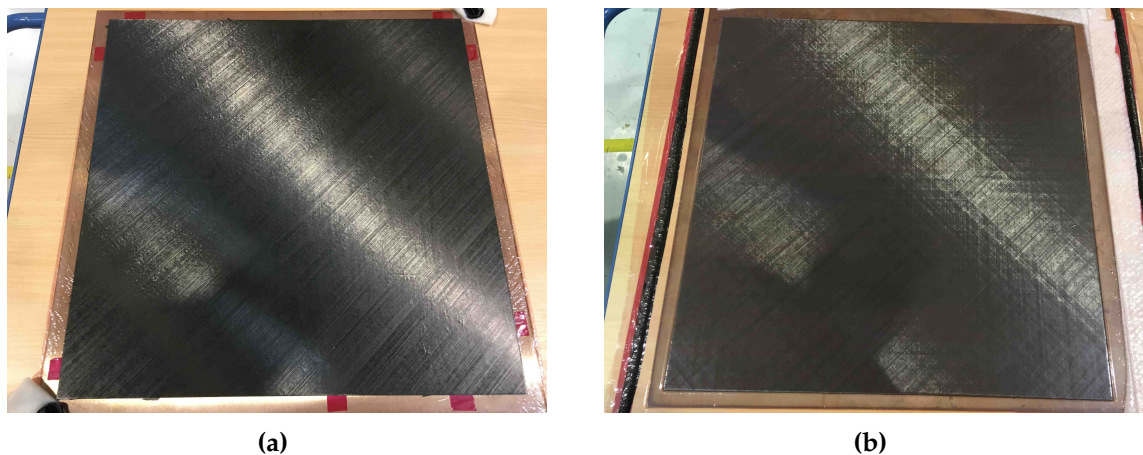
**Abbildung 3.9:** Fehlstellen bei der manuellen Ablage: (a) Wellen, (b) Gap, (c) Tape-Verdrehung, (d) Faserausfransen, (e) lokal fehlendes Prepreg und (f) Harzveränderung





**Abbildung 3.10:** Erste Lage der manuellen Ablage vor (a) und beim Vakuumziehen (b)

Die Ablage erfolgt für alle vier Panels gemäß des Lagenaufbau-Plans (*engl.* „Ply-Book“), welches in den entsprechenden LDS notiert wurde. Die fertigen Panels, festgehalten in Abbildung 3.11, werden nach dem Aufbringen eines Endvakuums mit einem Koordinatensystem beschriftet und in Folie verpackt, bevor diese bis zum Autoklav-Zyklus wieder eingefroren werden.

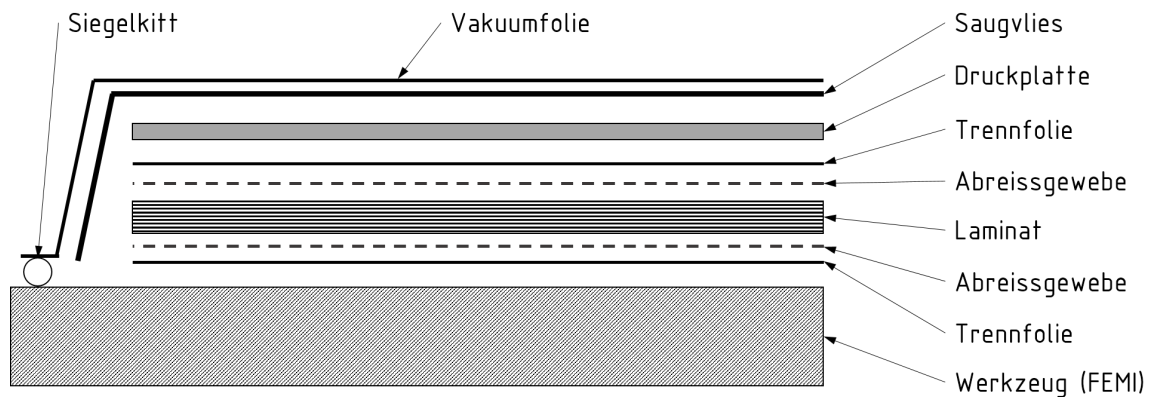


**Abbildung 3.11:** Fertige Panels mit 150 µm (a) und 50 µm Lagendicke (b)

Aufgrund von erhöhter Bauteilfertigung können diese Panels erst nach Fertigstellung dieser Masterarbeit im Autoklav ausgehärtet werden. Alle weiteren Schritte erfolgen nicht mehr im Rahmen dieser Thesis.

#### **Vakuumaufbau**

Nachdem die zuvor abgelegten Platten wieder aufgetaut sind, kann der Vakuumaufbau für das Laminat auf dem Werkzeug vorgenommen werden. Dabei wird eine Druckplatte (*engl.* „Caul-Plate“) für eine möglichst planare und glatte Oberfläche des Laminats, auch auf der dem Werkzeug abgewandten Seite, genutzt. Der gesamte Aufbau ist schematisch in Abbildung 3.12 dargestellt.



**Abbildung 3.12:** Schematische Darstellung des Vakuumaufbaus für die Thin-Ply Panels

Ein Vakuumtest muss durchgeführt und der maximal zulässige Druckverlust von 66 mbar in 2 Minuten eingehalten werden.

#### **Aushärtung des Laminates im Autoklav**

Die Aushärtung der Panels soll im Autoklav „BALU“ des DLR in Stade erfolgen. Der Zyklus für Thin-Ply Prepreg ist in Abschnitt A.2 dokumentiert. Die Gesamtdauer beträgt etwa 250 Minuten, wobei der Druck bis zu 0,5 MPa (5 bar) und die Temperatur bis zu 180 °C erreichen, wohingegen das Prepreg gleichzeitig evakuiert wird. Während des gesamten Prozesses werden die Parameter digital aufgezeichnet.

#### **Begutachtung und Prüfung**

Nachdem der Autoklav-Zyklus durchlaufen ist, können die Panels ausgepackt werden. Eine Sichtkontrolle muss sämtliche Unregelmäßigkeiten dokumentieren. Zu einem späteren Zeitpunkt ist auch eine Ultraschallprüfung geplant. Die Probendicke soll bei jedem der Panels an 9 Stellen gemessen werden und muss die geforderte Toleranz von 4% der Dickenvorgabe, was je nach Panel zwischen 0,12 und 0,14 mm entspricht, erfüllen.

### **3.3.2 Proben-Fertigung**

Um aus den 4 Panels die 160 Proben zu erhalten, müssen die Panels nach dem Schema in Abbildung 3.2 und Unterabschnitt A.6.1, zugeschnitten werden, um die geforderten Probengrößen zu erhalten. Dies ist per Säge vorgesehen, kann alternativ aber auch per Wasserstrahlschneiden oder Fräsen durchgeführt werden. Die Durchgangslöcher bei den OHT- und OHC-Proben müssen gebohrt werden.

## **3.4 Versuchs-Aufbau, -Durchführung, -Ergebnisse**

Aufgrund von erhöhtem Prüfbedarf können diese Proben erst nach Fertigstellung dieser Masterarbeit geprüft und die Versuche ausgewertet werden. Die hier erläuterten Schritte erfolgen nicht mehr im Rahmen dieser Thesis.

Nach der Proben-Fertigung ist noch vor den Versuchen eine Proben-Untersuchung vorgesehen. So müssen Schnittkanten und Bohrlöcher auf Beschädigungen untersucht und Proben-

Dimensionen inklusive der Dicke anhand mindestens drei Messungen notiert werden. Nur wenn keine Beanstandungen festgestellt werden, können die Proben für die zerstörenden Versuche vorbereitet werden. Dafür müssen etwa die Proben für die Zugfestigkeit mit Aufleimern oder die Proben für die Druckfestigkeit mit Dehnungsmessstreifen bestückt werden.

Die Durchführung der Versuche und deren Auswertung soll nach den entsprechenden ASTM-Normen [88, 89, 90, 91] erfolgen.

Es wird bei der Messung der Zugfestigkeit eine Steigerung von etwa 10-20% durch die Verwendung der Proben aus 50 µm dicken Lagen gegenüber den anderen Proben erwartet (siehe Unterabschnitt 2.3.2: Zugfestigkeit).

Es wird bei der Messung der OHT-Festigkeit eine Reduktion von etwa 10-25% durch die Verwendung der Proben aus 50 µm dicken Lagen gegenüber den anderen Proben erwartet (siehe Unterabschnitt 2.3.2: Druckfestigkeit).

Es wird bei der Messung der Druckfestigkeit eine Steigerung von etwa 15-30% durch die Verwendung der Proben aus 50 µm dicken Lagen gegenüber den anderen Proben erwartet (siehe Unterabschnitt 2.3.2: OHT-Festigkeit).

Es wird bei der Messung der OHC-Festigkeit eine Steigerung von etwa 7-15% durch die Verwendung der Proben aus 50 µm dicken Lagen gegenüber den anderen Proben erwartet (siehe Unterabschnitt 2.3.2: OHC-Festigkeit).

## 3.5 Erkenntnisse

Die Fertigung der Panels aus Thin-Ply Prepreg ist sehr aufwändig, zum einen durch die erhöhte Lagenanzahl, zum anderen durch die Tatsache, dass das Material empfindlich in der Handhabung ist und besondere Fertigungsschritte benötigt. Es wurde festgestellt, dass der Tack des Prepregs sehr gering ist, aber durch Wärmeeinfluss erhöht werden kann. Druck und Wärme konnten am besten durch ein handelsübliches Bügeleisen aufgebracht werden, zu hohe lokale Temperatureinwirkungen hinterlassen jedoch eine wellige Oberfläche. Idealerweise wird die erste Lage mit einem Zwischenvakuum fixiert und dieses stets nach etwa 10 Lagen sowie nach Beendigung der Ablage wiederholt, um die Qualität durchgehend hochzuhalten. Fehlstellen, wie Tape-Verdrehungen und Faserausfransungen sind selten. Wenn sie vorkommen, dann sind sie meist im äußeren Bereich der Besäumung anzutreffen und werden die Qualität der Proben deshalb nicht beeinflussen. Gaps zwischen den Prepreg-Bahnen, wellige Oberflächen und Harzveränderungen traten ebenfalls nur selten und dazu verteilt auf, so dass auch dies keine systematischen Auswirkung auf die Kennwerte der Proben haben wird.

Verbesserungsvorschläge für die Fertigung von Panels aus Thin-Ply Prepreg umfassen zunächst das Material selbst. Dieses sollte idealerweise frisch sein, und notfalls ein anderes Harzsystem besitzen, welches mehr Tack bietet. Beim Vorbereiten der Zuschnitte sollte darauf geachtet werden, dass die Qualität sehr hoch gehalten wird, da sonst Gaps und fehlendes Material deutliche Nacharbeit oder eine negative Beeinflussung der Kennwerte zur Folge haben. Zu guter Letzt sollte nur mit Zwischenvakuum sowie Endvakuum gearbeitet werden. Das Aufbringen eines Zwischenvakuum nach der ersten Lage kann die Ablagequalität von Beginn an steigern und erlaubt den Verzicht auf Klebeband.

Da der Aufwand der manuellen Ablage mittels Automatisierung reduziert werden kann, sollen dazu in Kapitel 4 Untersuchungen vorgenommen werden.



## 4 Automatisierte Ablage von Thin-Ply

Die sogenannte „Versuchspyramide“, dargestellt in Abbildung 4.1 zeigt die Methodik in der experimentellen Untersuchung eines Werkstoffes. Begonnen wird dabei stets mit einer großen Anzahl an Coupon-Proben, wie sie etwa in den Versuchen aus Unterabschnitt 2.3.2 und in Kapitel 3 vorbereitet werden. Von großen und komplexen Komponenten wird entsprechend eine geringere Anzahl an Exemplaren produziert. Proben auf Coupon-Level sind somit ein elementarer Ausgangspunkt für die Erforschung der Eigenschaften von Thin-Ply Proben; doch die Eigenschaften, inklusive der Vor- und Nachteile der Proben, sind inzwischen großteils bekannt. Umso interessanter ist es zu prüfen, wie die Fertigung solcher Bauteile zu bewerkstelligen ist, und wie sich die Materialeigenschaften auf größere Komponenten auswirken. Die bereits in Unterabschnitt 2.6.2 aufgezeigten Versuche an Stringern etwa offenbaren deutliche Benefits durch den Thin-Ply Einsatz. Stringer stellen dabei ein Bauteil auf Element-Level dar. Auf gleichem Level ist auch das Manhole-Panel einzuordnen, welches rein aus Thin-Ply hergestellt werden soll. Die Vorbereitungen und die Fertigungsversuche jenes Panels per AFP werden in diesem Kapitel beschrieben.

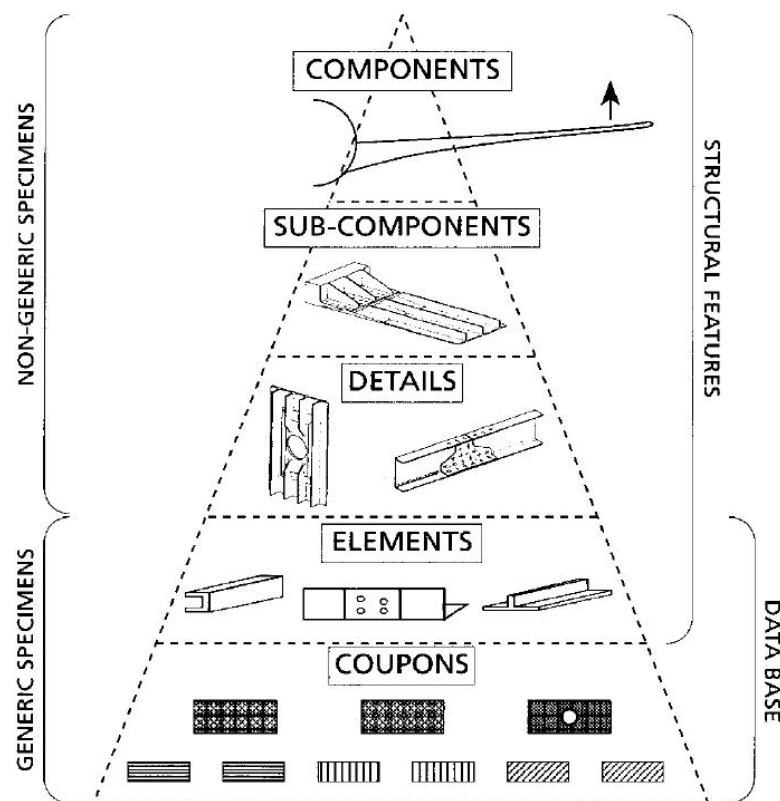


Abbildung 4.1: Test-Pyramide nach Rouchon aus [24]

## 4.1 Probleme automatisierter Ablage

Um die Ablagequalität des Thin-Ply Prepregs beurteilen zu können wird zunächst eine Übersicht häufiger Defekte bei Ablage per AFP gegeben. Diese Übersicht ist in Tabelle 4.1 nach Veldenz et al. [93] zu finden. Hier sind nur die Defekte aufgelistet, welche im Rahmen dieser Arbeit thematisiert werden.

**Tabelle 4.1:** Einteilung der Ablage-Defekte, schematische Darstellungen nach [93] und Beispiele

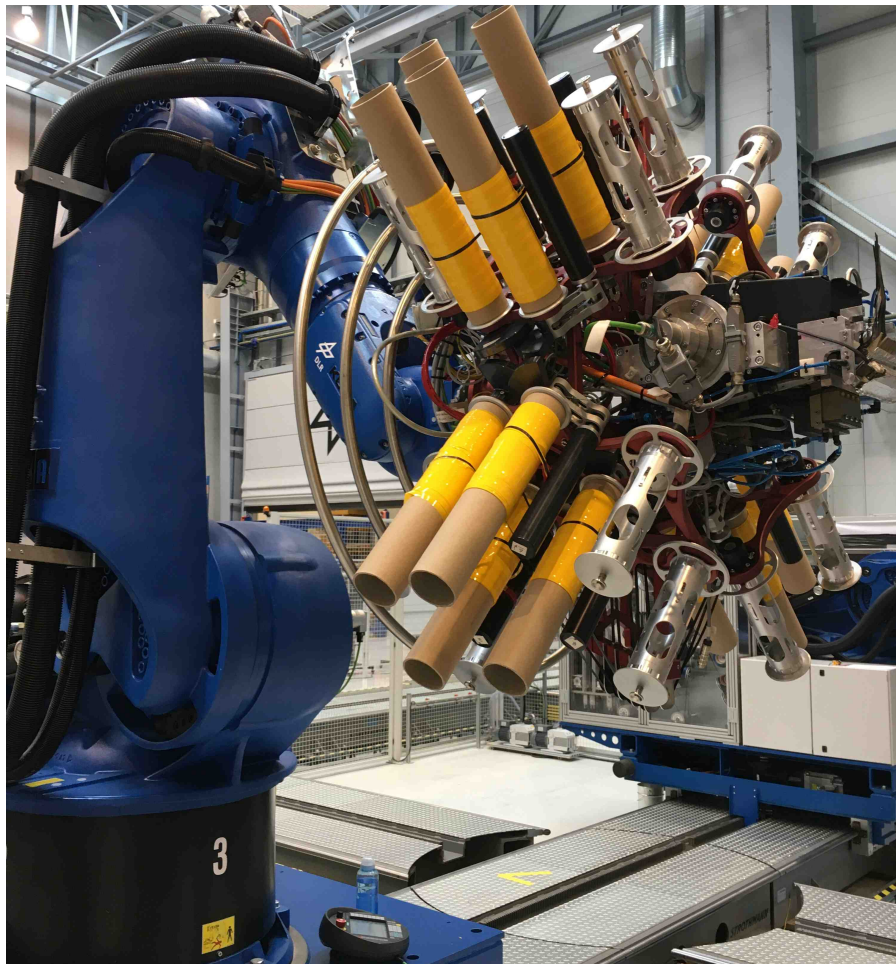
Defekt	Schema	Beispiel
Gap		
Overlap		
Fehlendes Tow (durch Förderprobleme)		
Versatz		
Falte		
Fehlender Tack		
Lufteinschluss		
Verdrehung		

## 4.2 AFP im Versuchsmaßstab

Im Folgenden werden die Untersuchungen und Qualitätssteigerungen von Thin-Ply Slit Tape per AFP im Versuchsmaßstab beschrieben.

### 4.2.1 Aufbau

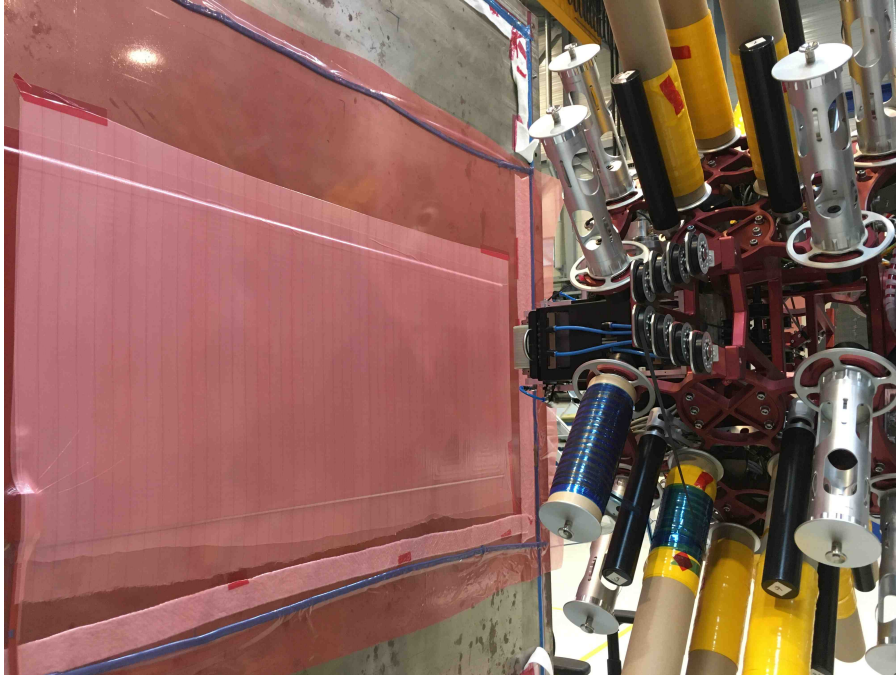
Zu Beginn wird der Ablage-Roboter (Kuka KR-500-2) mit dem AFP-Endeffektor an seine Position gefahren. Für die Ablage kommt der Endeffektor vom Typ „STAXX FLEX“ aus dem Robufil-Projekt von Broetje (Fa. „Broetje-Automation GmbH“, Rastede) zum Einsatz, welcher, soweit bekannt, noch nicht in Verbindung mit Thin-Ply verwendet wurde. Der maschinelle Aufbau ist in Abbildung 4.2 abgebildet.



**Abbildung 4.2:** Roboter und Endeffektor für die Ablage von Thin-Ply

Der Ablage-Kopf wird mit den aufgetauten Thin-Ply Prepreg Rollen bestückt. Im Rahmen dieser Versuche kommen zunächst anstatt von 16 möglichen Rollen nur 3 zum Einsatz. Dies reduziert den Umrüstungsaufwand und ist für Grundlagentests im kleinen Maßstab ausreichend. Dafür werden die Rollen 8, 9 und 10 mit Material bestückt, welche die Tows in der Mitte der Anpressrolle fördern und damit einen Course bilden. Das verwendete Material ist Thin-Ply Slit Tape mit einer Breite von 1/4 " (entspricht 6,35 mm) und einer Lagendicke von 50  $\mu\text{m}$ . Das Prepreg besteht wie das in Kapitel 3 verwendete Material aus Toray Fasern des Typs T800SC und einem speziellen Harz des ITCF auf Basis von Bisphenol A. Der Faservolumengehalt beträgt nach Herstellerangaben 55%. Das Werkzeug besteht aus einer senkrechten Metall-Platte als Untergrund für die Ablage. Der Ablage-Bereich wird mit Siegelkit begrenzt. Mittig wird eine Heizmatte per Tape befestigt, da bisherige automatisierte Ablageversuche mit Thin-Ply zeigten, dass die Verwendung einer Heizmatte den Tack erhöht und gar erst auf ein verarbeitbares

Niveau hebt. Über die Heizmatte wird Abreißgewebe gespannt, bevor der gesamte bisherige Aufbau vakuumiert wird. So steht eine ebene, beheizte Ablagefläche, bedeckt mit Trennfolie zur Verfügung. Dieser Aufbau ist in Abbildung 4.3 festgehalten. Der in den Endeffektor integrierte Heizstrahler wird aufgrund der Verwendung der Heizmatte zunächst demontiert, da dessen Deaktivierung nicht am Bedienerpanel möglich ist. Spätere Versuche finden mit montiertem und aktiviertem Heizstrahler statt.



**Abbildung 4.3:** Versuchsaufbau für die Ablage mit Heizmatte, Abreißgewebe und Vakuumfolie sowie einer blauen Thin-Ply Rolle am Endeffektor

### 4.2.2 Durchführung

Zunächst wird das Material nur gefördert und geschnitten. Später werden horizontale Courses ( $0^\circ$ -Lage) auf dem Werkzeug abgefahren und mehrerer davon übereinander abgelegt. Als Vorlage dient ein Programm, mit dem bereits im Vorfeld am DLR Stade ein rechteckiges Panel mit Standard-Prepreg gefertigt wurde. Für diese Untersuchungen werden gezielt horizontale Courses verschiedener Plies aus dem Programm ausgewählt. Abgelegt wird auf dem Bereich der Heizmatte, außer bei den Versuchen mit verwendetem Heizstrahler, welche außerhalb erfolgen. Variierte Parameter sind:

- Klemmdruck,
- Distanz zwischen Anpressrolle und Tow-Fingern durch Unterlegscheiben,
- Distanz zwischen Anpressrolle und Tow-Fingern durch Wechseln der Plies,
- Ablegeschwindigkeit am Anfang und für den Rest des Courses,
- Temperatur der Heizmatte,
- Leistung des Heizstrahlers, bei Verwendung anstatt der Heizmatte.



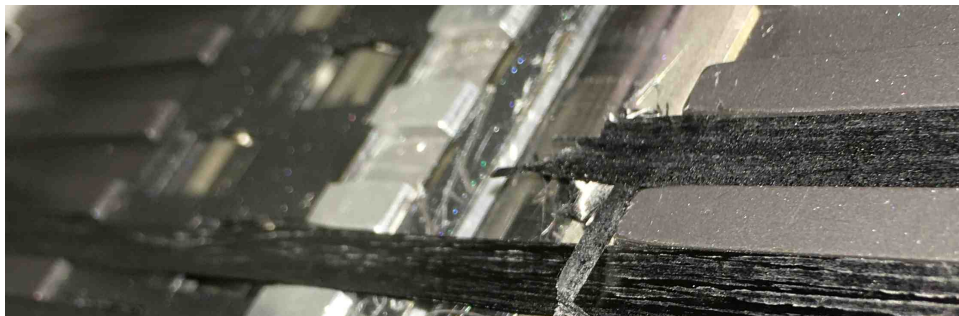
Für die Versuche werden erst tabellarisch die Prozess-Parameter aufgelistet. Dann werden die Ergebnisse in Textform und schließlich tabellarisch mit Bildern dargestellt. Insgesamt ergibt sich durch die Variation der Parameter die in Tabelle 4.2 dargestellte Versuchs-Matrix:

**Tabelle 4.2:** Versuchs-Matrix für die AFP-Ablage von Thin-Ply im Versuchsmaßstab

Versuch	$p_{\text{Klemm}}$	Scheiben	$v_{\text{Beginn}}$	$v_{\text{End}}$	Ply-Offset	$T_{\text{Matte}}$	$P_{\text{Strahler}}$
1	7 bar	-	4 m/min	10 m/min	-	40 °C	-
2	<b>6 bar</b>	<b>2</b>	4 m/min	10 m/min	-	40 °C	-
3	6 bar	2	4 m/min	<b>4 m/min</b>	-	40 °C	-
4	6 bar	2	4 m/min	10 m/min	<b>7,5 mm</b>	40 °C	-
5	6 bar	2	4 m/min	10 m/min	7,5 mm	<b>30 °C</b>	-
6	<b>7 bar</b>	2	4 m/min	10 m/min	7,5 mm	40 °C	-
7	7 bar	<b>1</b>	<b>3-5 m/min</b>	<b>6-10 m/min</b>	7,5 mm	40 °C	-
8	7 bar	-	<b>3-5 m/min</b>	<b>6-10 m/min</b>	7,5 mm	40 °C	-
9	7 bar	-	<b>1-2 m/min</b>	10 m/min	7,5 mm	40 °C	-
10	7 bar	-	2 m/min	10 m/min	7,5 mm	<b>50 °C</b>	-
11	7 bar	-	<b>2 m/min</b>	10 m/min	7,5 mm	-	<b>60 W</b>
12	7 bar	-	2 m/min	10 m/min	7,5 mm	-	<b>120 W</b>
13	7 bar	-	2 m/min	10 m/min	7,5 mm	-	<b>90 W</b>

### Versuch 1

Begonnen wird mit einer alleinigen Materialförderung, welche ohne Auffälligkeiten erfolgt. Nach einem Cut konnten allerdings nur noch 2 Tows gefördert werden. Eine Inspektion der Fördereinheit offenbart, dass jenes fehlende Tow gerissen ist. Dies ist gut in Abbildung 4.4 bei dem oberen Tow zu erkennen.

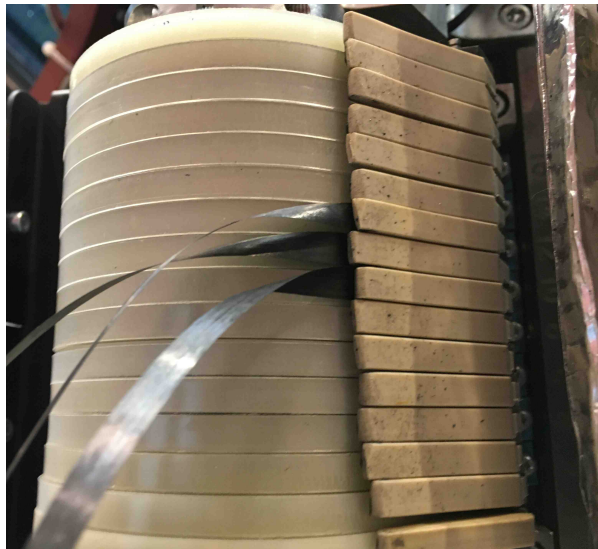


**Abbildung 4.4:** Zwei Tows an der Klemmstelle, das obere wurde dort zerrissen

Nach mehrfachem Wiederholen kann der Riss auf die Klemmstelle zurückgeführt werden, welche das Thin-Ply Tow schädigt. Der Klemmdruck kann über den Gesamtdruck der Anlage reduziert werden, womit allerdings auch ein reduzierter Druck an der Schneideeinheit einher geht. Nach Reduktion des Anlagendrucks von 7 auf 6 bar werden die ersten Courses abgelegt. Allerdings werden auch hier stets nur 2 Tows gefördert. Die Heizmatte ist zu dieser Zeit auf 40 °C eingestellt, dieser Wert hatte sich in Vor-Versuchen zur automatisierten Ablage mit Thin-Ply am DLR Stade als vorteilhaft herausgestellt. Die Qualität dieser 2 abgelegten Tows ist in Ordnung, es sind keine Fehlstellen zu bemängeln, wie Tabelle 4.3 zu erkennen ist.

**Versuch 2**

Bei anschließender Materialförderung gelangen die Tows, wenn überhaupt, nur stark beschädigt zwischen Tow-Fingern und der Anpressrolle hindurch. Wenn die Tow-Finger zur Seite und damit von der Rolle weg geklappt werden, gibt es keine Förderprobleme. Daraus wird geschlossen, dass die Thin-Ply Tows in jenem engen Spalt Führungsprobleme haben. Zwar ist das Material 2- bis 3-mal dünner als herkömmliches Slit Tape, so dass zwischen Tow-Fingern und der Rolle ausreichend Platz vorhanden sein sollte, aber gleichzeitig besitzen die Thin-Ply Tows auch eine deutlich geringere Eigensteifigkeit als herkömmliche Tows, was die Führung erschwert. In Abbildung 4.5 ist das Zusammenspiel aus Anpressrolle, Tow-Fingern und den Tows zu erkennen.



**Abbildung 4.5:** Die Anpressrolle mit den individuellen Elementen, rechts davon die zugehörigen Tow-Finger und dazwischen gefördertes Thin-Ply Slit Tape

Mit geöffneten Tow-Fingern ist keine Ablage möglich, da die Tows so nicht zum Werkzeug geleitet werden. Mit geschlossenen Tow-Fingern hingegen ist keine saubere Materialförderung möglich. Deshalb wird die Distanz zwischen den Tow-Fingern und der Anpressrolle mit Hilfe zweier Unterlegscheiben erhöht. So werden erstmals alle 3 Tows gefördert, ebenso auch am Werkzeug. Hier ist allerdings die Qualität nicht zufriedenstellend: Der Course-Beginn erfolgt bei den Tows nicht gleichzeitig, sondern versetzt (siehe Abbildung 4.6), es entstehen teilweise deutliche Gaps und Falten (siehe Tabelle 4.3).



**Abbildung 4.6:** Versetzter Course-Beginn mit Gaps

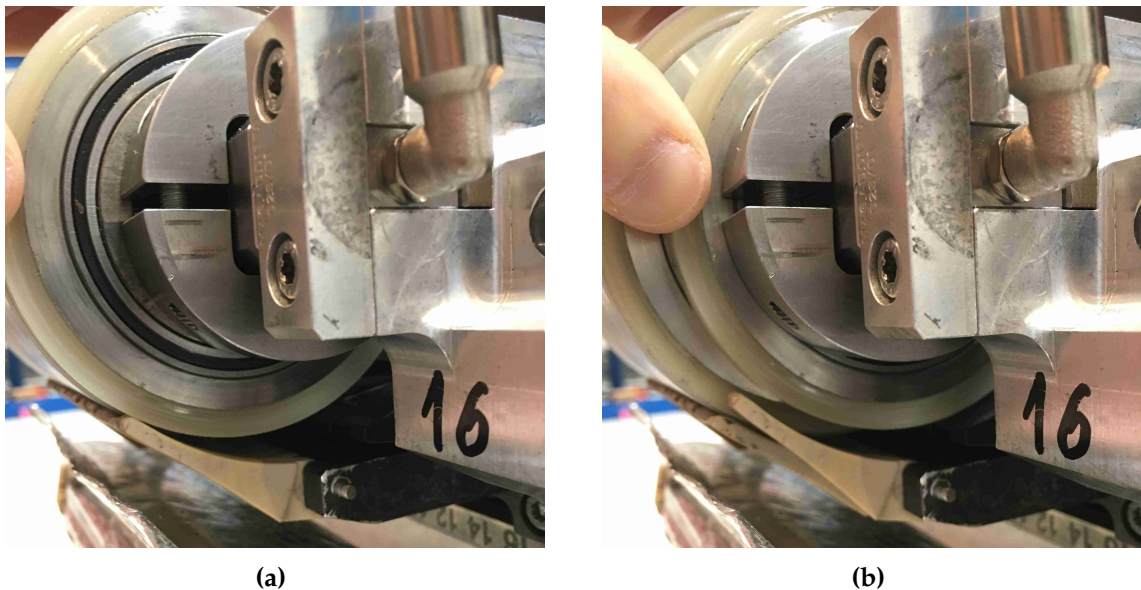
**Versuch 3**

Da bisher alle Versuche mit voller Ablegegeschwindigkeit von 10 m/min durchgeführt wurden, erfolgt alsdann ein Vergleich mit nur 4 m/min. Dies scheint die Qualität allerdings nicht

zu verbessern, da der Tack zu gering ist. Das mittlere Tow besitzt zu Beginn des Courses keine ausreichende Haftung und schält sich über die gesamte Länge wieder vom Werkzeug herunter, wie in Tabelle 4.3 zu erkennen ist. Da keine prozesstechnische Erklärung abgeliefert werden kann, warum bei gleicher Ablagetemperatur eine langsame Geschwindigkeit den Tack reduzieren sollte, könnte dieses Phänomen auf einen Materialfehler oder eine Anomalie beim entsprechenden Element der Anpressrolle zurückzuführen sein. Schließlich schält sich nur das mittlere Tow ab. Dies kann bereits durch einen kleinen Abschnitt ohne Tack zu Beginn ausgelöst werden. Eine verminderte Geschwindigkeit wäre aufgrund reduzierter Produktivität nur wünschenswert, wenn dies mit Qualitätsverbesserungen einhergeht. Zunächst kann dies aber nicht bestätigt werden, deshalb wird im Folgenden wieder bei voller Geschwindigkeit abgelegt, sofern nicht anders angegeben.

#### Versuch 4

Die Distanz zwischen Tow-Fingern und Anpressrolle wird ebenfalls durch das Spiel der Anpressrolle beeinflusst. Jedes der einzelnen 16 Räder kann seine Mittelachse um etwa 1 cm zum Roboter hin verschieben, wie in Abbildung 4.7 (b) im Vergleich zu (a) anhand der vordersten Rolle zu sehen ist. Darin ist auch zu erkennen, dass sich die Distanz zwischen Anpressrolle und Tow-Fingern bei Druck auf die Rolle und einer einhergehenden Verschiebung vergrößert. Diese Verschiebung entspricht der Z-Achse, also der positiven Dickenrichtung, im Lagenaufbau eines Bauteils. Deshalb wird von Ply 8 zu Ply 2 gewechselt, so dass der Roboter den Endeffektor weiter in Richtung Werkzeug bewegt und die Rolle einen entsprechenden Ausgleich vollführt. Aufgrund der Verschiebung durch Auswählen unterschiedlicher Plies wird dies im weiteren Verlauf auch als „Ply-Offset“ bezeichnet.



**Abbildung 4.7:** Anpressrolle in der Ausgangslage (a) und mit verschobener Rolle (b), was den Spalt zwischen dieser und dem Tow-Finger öffnet (hier unterhalb der Anpressrolle)

Zunächst zeigt sich ein Course mit deutlichem Versatz und Gaps, beim zweiten Course fallen beide Fehler deutlich geringer aus, und beim dritten Course ist die Qualität zufriedenstellend, wie Tabelle 4.3 zeigt. Das Abfahren von anderen Plies bestätigt den positiven Effekt, da dort erneut Tows nicht gefördert werden.

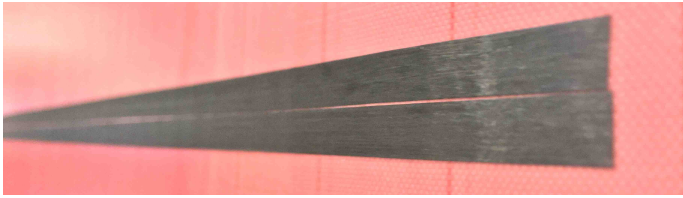
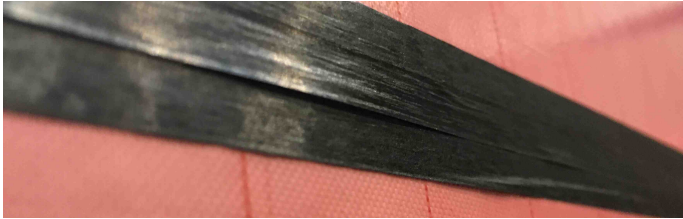
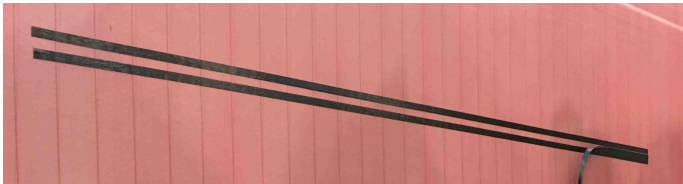


Die notwendige Distanz, welche der Roboter mit der Anpressrolle trotz Kontakt mit dem Werkstück weiter fahren muss (also die Distanz, welche die Rolle aufgrund des ausgeübten Drucks relativ zum Roboter verschoben wird) soll qualitativ bestimmt werden. Dazu wird der Endeffektor ausgehend vom aktuellen angepressten Zustand mit verschobener Anpressrolle langsam vom Bauteil weggefahren, bis ein Blatt Papier zwischen dem Werkzeug und der Anpressrolle hindurch gleiten kann. Der Verfahrensweg wird zu 7,5 mm ausgemacht. Dieser Wert konnte digital dem Bedienerpanel entnommen werden. Der entsprechend auf das Werkzeug aufgebrachte Druck kann leider nicht bestimmt werden. Allerdings entspricht der Druck auf der Anpressrolle dem Gesamtdruck der Anlage und somit dem Druck an der Klemm- und der Schneideinheit. Da sich die Rolle um ca. 7,5 mm von etwa 10 mm verschiebt, kann grob überschlagen werden, dass der Druck der Rolle auf das Werkzeug  $\frac{3}{4}$  des Gesamtdrucks entspricht. Dies kommt in diesem Versuch 4,5 bar gleich. Dies muss allerdings noch qualitativ validiert werden.

### **Versuch 5**

Als nächstes wird der Einfluss der Heizmatten-Temperatur untersucht. Bei 30 °C werden neben geringem Tack auch wieder ein versetzter Course-Beginn und Falten in den Tows ausgemacht, zu sehen ist das deutlich in Tabelle 4.3. Aufgrund des negativen Einflusses der reduzierten Temperatur wird die Heizmatte wieder auf 40 °C erwärmt, bevor der nächste Versuch gestartet wird.



Tabelle 4.3: Dokumentation der Ablagequalität im Vergleich: Foto und Beobachtung (1)

Versuch	Foto	Beobachtung
1		Die ersten beiden fehlerfrei abgelegten Tows, das dritte Tow wurde nicht gefördert.
2		Course mit Falten, versetztem Beginn und Gaps bei Verwendung zweier Unterlegscheiben und reduziertem Klemmdruck
3		Geringer Tack führt zum Abschälen des mittleren Tows bei langsamer Ablage.
4		Nur noch geringer Versatz und leichte Falten durch Verschiebung der Anpressrolle.
5		Ungleichmäßige Courses mit mangelndem Tack und Faltenbildung bei nur 30 °C Heiztemperatur.

### Versuch 6

Der Klemmdruck wird von den zuvor eingestellten 6 bar auf die ursprünglichen 7 bar zurückgesetzt, da bisher alle Ablagen ohne Tow-Risse erfolgten. Diese Maßnahme hat keine weitere Auswirkung, da die Förderung gleichmäßig stattfindet und die Ablagequalität vorheriger gleichkommt (siehe Tabelle 4.4). Deshalb wird vermutet, dass die Anpassungen durch Unterlegscheiben und unterschiedliche Plies ausreichend war.

### Versuch 7

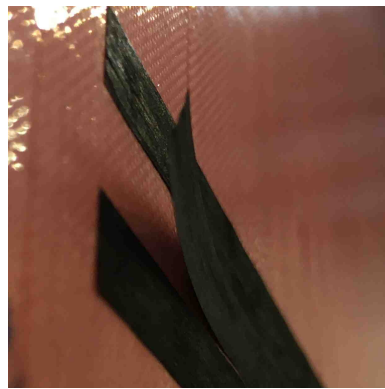
Ob aber die Unterlegscheiben oder der Ply-Offset ausschlaggebend für die gute Tow-Förderung sind, wird durch stückweises Demontieren der Unterlegscheiben getestet. Mit nur einer Unterlegscheibe, also verringerter Distanz zwischen Tow-Fingern und Anpressrolle, kann keine merklich schlechtere Tow-Förderung oder Ablagequalität festgestellt werden. Die Ablegegeschwindigkeit wird zwischen 6 und 10 m/min variiert. Eine Ablegegeschwindigkeit von 8 m/min liefert hier die beste Qualität. Festgehalten ist dieser Vergleich in Tabelle 4.4. Die Ablegegeschwindigkeit am Anfang des Course zeigt zwischen 3 und 5 m/min gute Ergebnisse.

### Versuch 8

Aufgrund dieser positiven Erkenntnis wird folglich ganz auf Unterlegscheiben verzichtet. Die Qualität ähnelt jener zuvor erreichten: Nach dem Course-Beginn mit Gaps und leichtem Versatz ist die Qualität in Ordnung, wie auch in Tabelle 4.4 zu erkennen ist. Unterlegscheiben werden folglich nicht benötigt, um eine gleichmäßige Materialförderung zu erzielen.

### Versuch 9

Weitere Untersuchungen in der gleichen Konstellation, aber bei einer Ablegegeschwindigkeit zu Course-Beginn von nur 1 m/min zeigen, dass der Tack dann im Anfangsbereich wieder nachlässt. Dies ist in Abbildung 4.8 deutlich an der beginnenden Abschälung zu sehen. Bei 2 m/min Ablegegeschwindigkeit zu Course-Beginn scheint der Tack allerdings auszureichen (zu sehen in Tabelle 4.4), weshalb dieser Parameter in weiteren Ablageversuch verwendet werden soll.


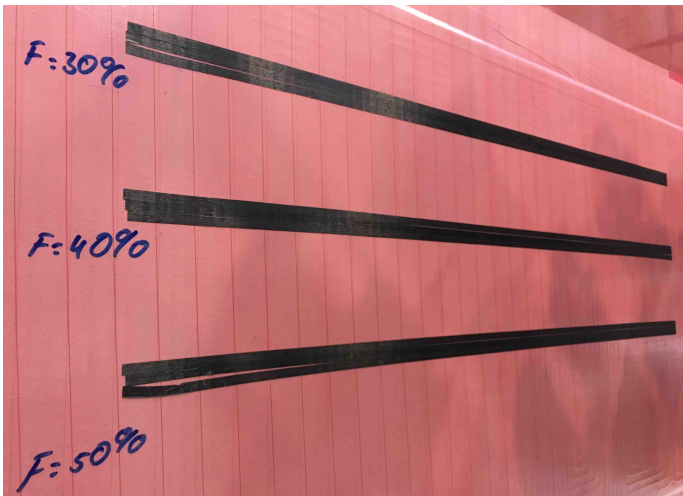





**Abbildung 4.8:** Geringer Tack durch zu langsames Anfahren des Courses

### Versuch 10

Der Temperatur-Einfluss durch die Heizmatte soll bei 50 °C untersucht werden, um so eine etwaige Temperatur-Obergrenze zu finden. Allerdings zeigt sich schon bei nur zwei Courses, dass der Tack zwischen Rolle und Tow, sowie zwischen den Tows selbst, teilweise größer ist, als jener zwischen Werkzeug und Tow. Insgesamt wird bei drei Versuchen je ein Tow um die Anpressrolle gewickelt, wie es auch in Tabelle 4.4 dokumentiert ist. Deshalb kann die Optimal-Temperatur bei Verwendung einer Heizmatte auch weiterhin mit 40 °C angegeben werden.

Tabelle 4.4: Dokumentation der Ablagequalität im Vergleich: Foto und Beobachtung (2)

Versuch	Foto	Beobachtung
6		Gleichmäßige Förderung sowie nur geringe Gaps und Falten als Fehlstellen mit ursprünglichem Klemmdruck.
7		Drei Courses unterschiedlicher Ablegegeschwindigkeit mit nur einer Unterlegscheibe.
8		Drei Courses unterschiedlicher Ablegegeschwindigkeit ohne Unterlegscheibe.
9		Drei Courses veränderter Anfahrsgeschwindigkeiten.
10		Zwei fehlerfrei abgelegte Tows, das dritte um die Anpressrolle (rechts im Bild) gewickelt.

**Versuch 11**

Da in allen vorherigen Versuchen die grundlegenden zu Prozess-Parameter mit der Heizmatte bestimmt wurden, soll noch mit dem zum Endeffektor gehörenden Heizstrahler experimentiert werden. Damit der Einfluss der Heizmatte ausgeschlossen werden kann, wird diese rechtzeitig ausgeschaltet und die Ablage abseits der Heizmatte durchgeführt. Die Leistung des Strahlers lässt sich von 10-100% einstellen. Es handelt sich um das Modell „Heraeus QRC“ (Quarz-Reflexionsschicht, Artikelnummer: 09751713), ein Kurzwellen-Infrarotstrahler mit einer Leistung von 600 W, einer Spannung von 115 V und einer Wellenlänge von 1-1,4  $\mu\text{m}$  von Heraeus (Fa. „Heraeus Holding GmbH“, Hanau) [94].

Zunächst wird die Leistung auf 10% eingestellt, was mit 60 W nur einem sehr schwachen Glühen gleichkommt. Die Qualität kann sich mit einigen vorherigen Versuchen durchaus messen, was so aufgrund der Vorversuche nicht erwartet wurde. Bei der Ablage, zu sehen in Tabelle 4.5, sind lediglich leichte Falten festzustellen.

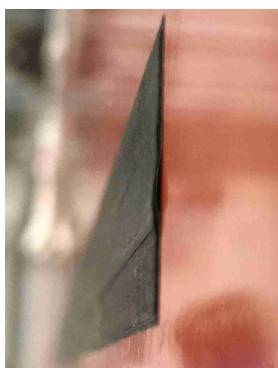
**Versuch 12**

Die Leistung soll sequentiell erhöht werden, als nächstes wird ein Course mit 20% abgelegt, was 120 W entspricht. Dies äußert sich bereits als ein sehr helles Strahlen am Werkzeug. Die Qualität der Ablage, dargestellt in Tabelle 4.5, ist vergleichbar mit der Leistungseinstellung von 10%.

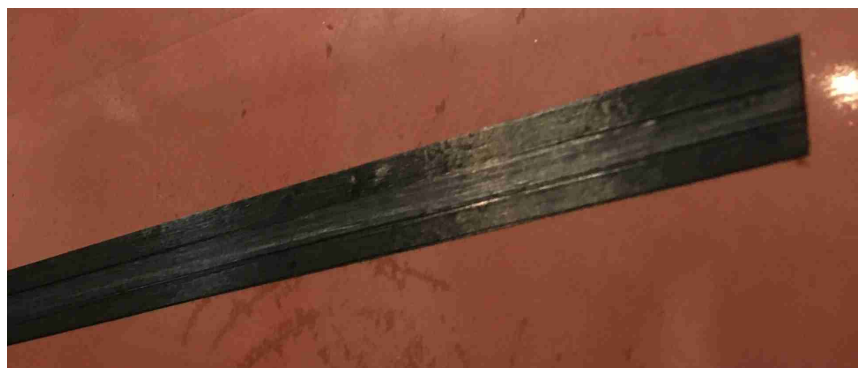
**Versuch 13**

Da der Sprung der Helligkeit und somit auch der Temperatur zwischen 10 und 20% der Strahlerleistung sehr groß zu sein scheint, wird zunächst noch auf 15% Leistung ein Course abgelegt, was also 90 W entspricht. Dieser Ablageversuch überrascht mit der bisher besten Qualität: Es werden keine Falten oder Gaps produziert, die Tows beginnen und enden exakt an der gleichen Position. Ein Foto dieser Ablage ist in Tabelle 4.5 zu sehen.

Um die Funktionstüchtigkeit des Endeffektor mit dem Thin-Ply Prepreg auch mit mehreren Plies übereinander zu testen, werden anschließend noch 2 weitere Plies aufgebracht, so dass insgesamt 3 Lagen übereinander liegen. Die Qualität ist äußerst zufriedenstellend und kann noch dreimal reproduziert werden. Einer dieser Versuche ist in Abbildung 4.9 festgehalten. Die trockene Fahrt des Roboters an das Werkzeug erfolgt dabei stets mit 5 m/min, die Anfahrt des Courses mit 2 m/min und dessen Rest mit voller Geschwindigkeit von 10 m/min. Dies ist für eine hohe Produktivität wünschenswert.






(a)



(b)

**Abbildung 4.9:** Defektfreie Ablage bei Stapelung von drei Thin-Ply Lagen übereinander in der seitlichen Nahaufnahme (a) und in der Übersicht (b)

**Tabelle 4.5:** Dokumentation der Ablagequalität im Vergleich: Foto und Beobachtung (3)

Versuch	Foto	Beobachtung
11		Leicht versetzter Beginn, danach leichte Falten.
12		Leicht versetzter Beginn, danach kleine Lufteinschlüsse.
13		Die beste Ablagequalität: Keine Fehlstellen zu identifizieren.

### 4.2.3 Auswertung

Bei Verwendung einer Heizmatte für ausreichende Haftung des Prepregs auf dem Werkzeug wurde die Temperatur von 40 °C als optimal bestätigt. Die zu Beginn aufgetretenen Förderprobleme wurden zunächst auf einen zu hohen Klemmdruck zurückgeführt, der die Tows schädigt. Später konnte diese Erkenntnis revidiert werden, indem eine Anpassung zwischen Tow-Fingern und der Anpressrolle vorgenommen wurde und die gleichmäßige Förderung so durch den Ply-Offset garantiert werden konnte. Insgesamt wurde damit nach ausgiebiger Parameter-Optimierung eine zufriedenstellende Qualität erreicht, welche aber selten komplett fehlerfrei und meist nur bedingt reproduzierbar war.

Die beste Ablagequalität konnte ohne Heizmatte und dafür mit dem am Endeffektor vorgesehenen Heizstrahler erzielt werden. Zukünftige AFP-Versuche können demzufolge aufgrund des geringeren Aufwands und der flexibleren Bauteil-Geometrie ohne Heizmatte und stattdessen mit Verwendung des Heizstrahlers durchgeführt werden, so auch das Manhole-Panel, dessen Ablage in Abschnitt 4.3 untersucht wird.

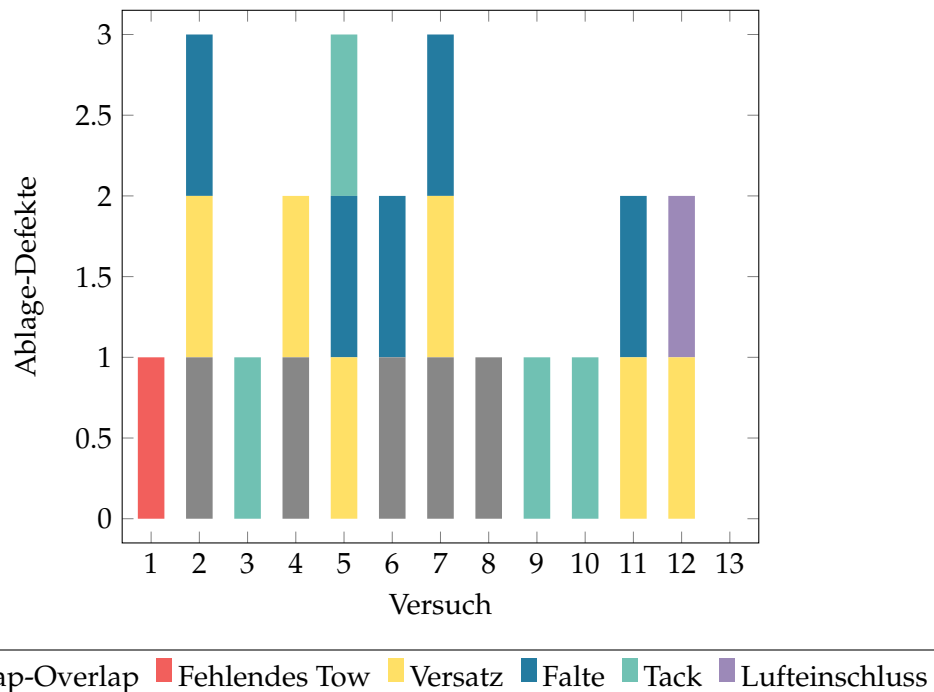
Tabelle 4.6 fasst nochmals die Versuchsergebnisse durch Berücksichtigung der Ablagequalität (- < 0 < + < ++ ) und Fehlstellen (siehe Tabelle 4.1) zusammen.



**Tabelle 4.6:** Versuchs-Ergebnisse in Form der Qualität und Fehlstellen zusammengefasst

Versuch	Qualität	Fehlstellen
1	0	Fehlendes Tow
2	-	Gaps, Versatz, Falten
3	-	geringer Tack
4	+	Gaps, Versatz
5	-	Versatz, Falten, geringer Tack
6	0	Gaps, Falten
7	+	Gaps, Versatz, Falten
8	+	Gaps
9	-	geringer Tack
10	0	geringer Tack
11	+	Versatz, Falten
12	+	Versatz, Lufteinschlüsse
13	++	

In graphischer Form ist die Verteilung der in Tabelle 4.6 aufgelisteten Fehlstellen in Abbildung 4.10 veranschaulicht. Auch wenn hier nur Gaps aufgetreten sind, werden diese im weiteren Verlauf der Arbeit mit den Overlaps zusammengefasst, da diese Defekte meist in Kombination auftreten.

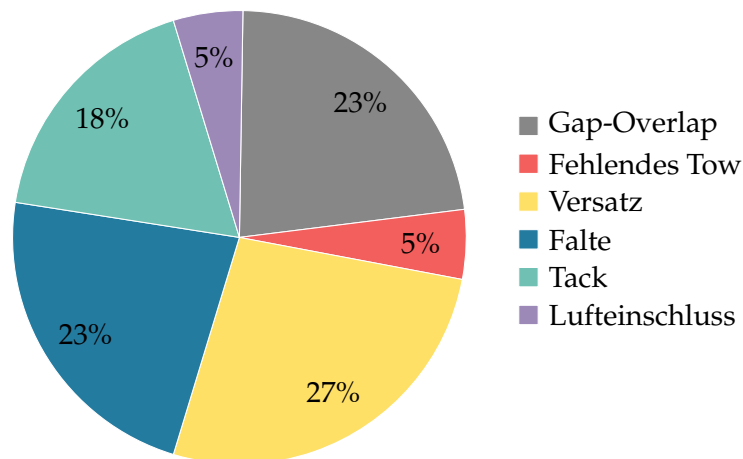
**Abbildung 4.10:** Auflistung der Ablage-Defekte, die während der AFP-Ablage von Thin-Ply im Versuchsmaßstab pro Versuch auftraten

Zu Beginn der Ablage mit der Heizmatte (Versuche 1-7) traten verschiedene Fehler gemeinsam

auf. Am Ende der Optimierungen (Versuche 8-10) konnten die Fehlstellen deutlich reduziert werden. Zu Beginn der Ablage mit dem Heizstrahler (Versuche 11-12) traten Fehlstellen erneut auf, welche aber schlussendlich (Versuch 13) komplett unterbunden werden konnten.

#### Verteilung der Fehlstellen:

Wenn die Ablage-Defekte aus Tabelle 4.6 summiert werden, so ergibt sich die in Abbildung 4.11 anhand eines Kreisdiagramms dargestellte Verteilung. Deutlich zu sehen ist, dass die Defekte Lufteinschluss und fehlende Tows durch Förderfehler am seltensten vorkamen, wobei der Versatz den häufigsten Fehler darstellte.



**Abbildung 4.11:** Anteile der Ablage-Defekte, die während der AFP-Ablage von Thin-Ply im Versuchsmaßstab auftraten

#### Schlussbemerkung:

Es konnte generell der Trend festgestellt werden, dass sich Qualität der Förderung und Ablage im Laufe der Zeit verbesserte. Neben optimierten Parametern kann zudem das Material eine Erklärung für die Verbesserungen sein. Das Prepreg wurde etwa 6 Stunden vor der ersten Ablage aufgetaut. Die ersten Meter der Tows waren somit länger der Umgebungsluft ausgesetzt als das Material der späteren Versuche.

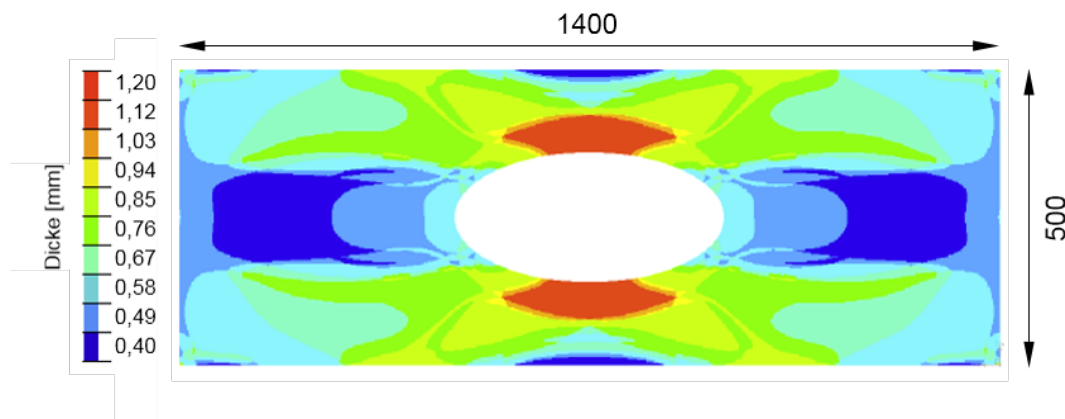
In Versuchen 3, 5 und 9 fällt auf, dass stets das mittlere Tow anfällig für geringen Tack ist. Bereits nach Versuch 3 wurden die Rollen und Tow-Finger ausgiebig gereinigt um einen systematischen Fehler auszuschließen. Auch in der Fördereinheit konnten trotz mehrfacher Sichtkontrolle keine Probleme bei diesem Tow oder der Tow-Führung festgestellt werden. Nicht auszuschließen ist deshalb eine leicht veränderte Qualität der entsprechenden Materialrolle.

### 4.3 AFP am Demonstratorbauteil

Nachdem die automatisierte Ablage im kleinen Maßstab erfolgreich war, soll der Versuchsmaßstab ausgeweitet werden. Als erstes Demonstratorbauteil soll die Ablage eines Manhole-Panels erfolgen. Das Manhole-Panel entspricht in seiner Geometrie einem realistischen und zugbelasteten Bauteil, wie es etwa an der Flügelunterseite von Passagierflugzeugen zu finden ist. Der hier verwendete Lagenaufbau wurde von der JAXA mittels numerischer Simulation für 8 Orientierungen mit T800S/3900-2B UD Kohlefaser-Prepreg einer Lagendicke von 0,19 mm optimiert.

Zudem wurde die optimale Lagengeometrie bestimmt, was teils zu komplexen Formen führt (siehe Abschnitt A.3). Auch wenn für Thin-Ply Material mit geringer Lagendicke eventuell ein anderer Lageraufbau und andere Lagengeometrien höhere Belastungen erlauben wird, so dient diese Optimierung als Grundlage für Ablageversuche realistischer Luftfahrt-Komponenten. Zu sehen ist das Panel mitsamt den unterschiedlichen Dicken in Abbildung 4.12.

Diese Optimierung reduziert das Gewicht gegenüber einem quasi-isotropem Lageraufbau mit 4 Orientierungen und rechteckigen Lagengeometrien erheblich um 54% (von 5,29 kg auf 2,41 kg für das Panel mit 0,19 mm Lagendicke), während die Zugfestigkeit etwa den gleichen Wert erreicht (-4%). Die spezifische Zugfestigkeit konnte somit mehr als verdoppelt werden. Nicht berücksichtigt wurden bisher andere Faktoren wie Aufwand, Dauer und Materialverbrauch in der Fertigung.



**Abbildung 4.12:** Das Manhole-Panel mitsamt Geometrie und den unterschiedlichen Dicken, hier bei Verwendung von 50  $\mu\text{m}$  dickem Thin-Ply

Das hier verwendete Material ist identisch mit jenem der AFP-Ablage im Versuchsmaßstab aus Unterabschnitt 4.2.1. Die Abarbeitung der Schritte für die Fertigung des Panels erfolgt anhand eines LDS (siehe Unterabschnitt 3.3.1). Als Besonderheit sei hier angemerkt, dass dieses LDS digital auf einem Tablet mit der App „MeisterTask“ bei der Ablage betrachtet und ergänzt werden kann. So ist es problemlos möglich Kommentare und Fotodokumentationen hinzuzufügen, welche sofort in die gemeinsame Benutzeroberfläche hochgeladen und für andere Betrachter sichtbar werden.

### 4.3.1 Offline-Programmierung

Da das Panel sehr komplexe Lagengeometrien aufweist, ist für die AFP-Ablage eine Offline-Programmierung nötig. Diese erfolgt für das vorliegende Projekt mit der CAM-Software „CAESA TapeStation“ der SWMS (Fa. „Systemtechnik Ingenieurgesellschaft mbH“, Oldenburg) [95].

Das Roboterprogramm wird von dieser Software teil-automatisiert erzeugt. „Da sich innerhalb dieser Anwendung digitale Modelle der Roboterzelle erstellen lassen, ermöglichen sie neben der Programmierung auch verschiedene prozesstechnische Untersuchungen: Erreichbarkeitsprüfungen, Kollisionsprüfungen und die Ermittlung von Prozesszeiten sowie Materialverbrauch. Die digitale Simulation eröffnet außerdem die Möglichkeit, den Roboter bereits vor seinem Aufbau zu programmieren und mittels aktualisierter Programme schnell und einfach auf Änderungen am Roboter oder seiner Umgebung zu reagieren“ [96].



**Import:**

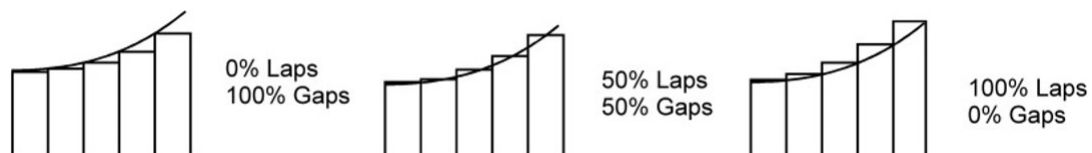
Lagegeometrie und Stapelung lagen bereits vorab in CATIA vor. Im „Composite Design“-Modul wird die Export-Funktion auf XML genutzt, die Stapelung muss zuvor ausgewählt werden. Die Tessellations-Parameter werden beide auf 0,001 mm gesetzt. Die erstellte XML-Datei kann von CAESA importiert und eingelesen werden.

**Anpassung:**

Zunächst liegen nach dem Import alle Plies in einer Ebene. Da mit Material der Lagendicke 50  $\mu\text{m}$  gearbeitet wird, muss jede Ply um 0,05 mm in Dickenrichtung verschoben werden. Diese Anpassung ist für die Ansteuerung des Roboters bei dieser geringen Bauteildicke (siehe Abbildung 4.12) nicht nötig, aber für ein übersichtlicheres Arbeiten in CAESA sinnvoll. Dabei fällt auf, dass einige Lagen eine falsche Position innerhalb der Bauteilebene einnehmen. Aushilfe schafft die Möglichkeit, jene Lagen in X- und Y-Richtung zu transformieren.

Des Weiteren wird der seitliche Versatz (*engl.* „Lateral Offset“) angepasst, wenn Plies der gleichen Orientierung direkt übereinander liegen. Diese Anpassung ist erforderlich, um zu verhindern, dass eventuell entstehende Gaps und Overlaps übereinander liegen. Nur dann können maßgebliche Beeinflussungen der Festigkeit laut Woigk [97] ausgeschlossen werden. Zudem lässt sich durch die flächige Verteilung der Gaps und Overlaps eine wellige Oberfläche wie in Abschnitt 2.7 verhindern.

Die Grenz-Überlappung (*engl.* „Boundary Overlap“) ist ein relevanter Parameter bei komplexen Konturen, wie sei hier vorliegen. Je nach Ply wird der Wert für die Overlaps auf 50% (die gewünschte Kontur wird genau von der Mitte der Tows abgebildet) oder auf 100% (die gewünschte Kontur liegt vollständig innerhalb der Tows) gesetzt. Für ein besseres Verständnis ist die Variation der Overlaps zwischen 0 und 100% in Abbildung 4.13 dargestellt. Die Overlaps werden bei jenen Plies auf 100% gesetzt, die von der Bauteilbesäumung betroffen sind, also entlang der Außenkante und der mittigen Ellipse. Bei Plies, die im Inneren des Bauteils liegen, werden die Overlaps auf 50% eingestellt, damit jene Lagen möglichst endkonturnah abgelegt werden.

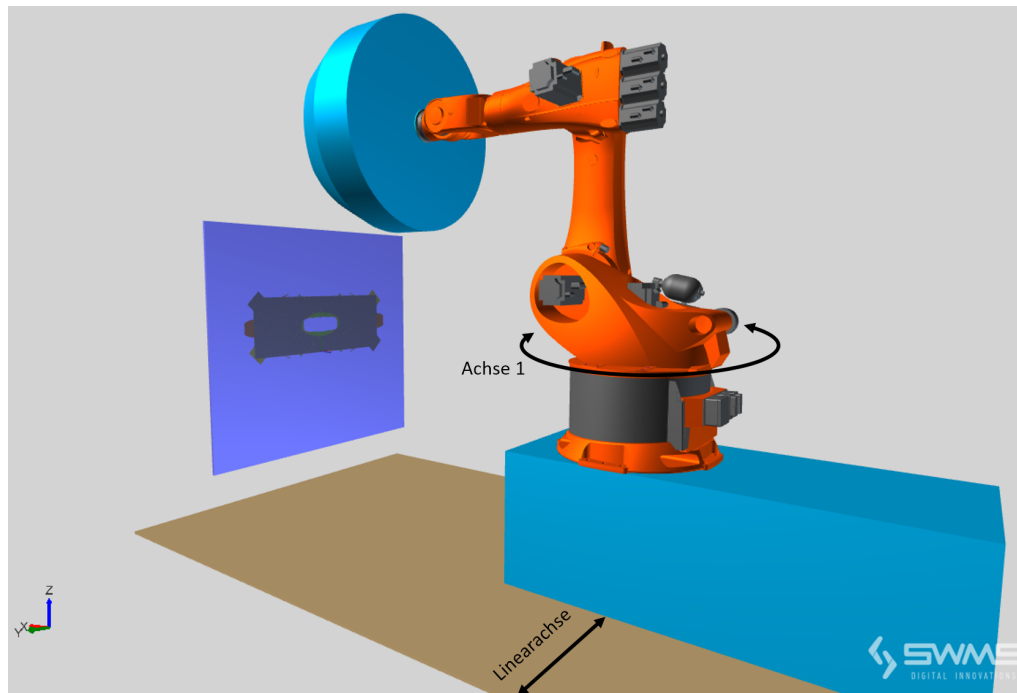


**Abbildung 4.13:** Unterschiedliche Ply-Boundary Einstellungen: Illustration von Laps (auch Overlaps, Überlappungen) und Gaps (Lücken) während des AFP-Layups [73]

Die Prozessgeschwindigkeiten und die dafür geltenden Distanzen können als substanzielle Parameter wenn nötig für jede Ply einzeln angepasst werden. Für dieses Projekt werden für alle Lagen die in Unterabschnitt 4.2.2 gewonnen Parameter verwendet. Da die Ablage mit 8 Tows erfolgen soll, wird diese Anzahl in der Software vorgegeben, wobei hier die mittleren Tows (Nummer 5-12) ausgewählt werden. Die Minimal Tow Length beträgt beim Broetje Endeffektor 142 mm und wird entsprechend eingetragen. Die Temperatur auf dem Werkzeug soll laut der Standard-Einstellung 35 °C betragen, was zunächst so übernommen wird. Als relevante Parameter können Anpresskraft und der Prozessdruck nicht direkt angepasst werden. Softwareseitig ist die Anpresskraft auf 1100 N und der Prozessdruck auf 2 bar fixiert.

Nachdem alle Anpassungen implementiert wurden, kann der Prozess in Form einer visuellen Darstellung der Ablage simuliert werden. Hier können von den Tows über die Verfahrenswege bis hin zu den Achsenverdrehungen alle Details geprüft werden. Es wird festgestellt, dass alle

horizontalen Bewegungen des Ablagekopfes über die Linearachse durchgeführt werden (siehe Abbildung 4.14). Das bedeutet, dass der gesamte Roboter mitsamt Anbauten auf dem Schienensystem hin- und herfährt. Aufgrund geringer Verfahrgeschwindigkeit soll dies abgeändert werden, so dass jene Bewegungen durch rotieren der Achse 1 vollzogen werden. Dafür wird in der Prozess-Definition der Linearachse für jede Ply der feste Wert 0 zugewiesen.



**Abbildung 4.14:** Die Simulations-Ansicht mitsamt den angepassten Achsen. Der Endeffektor ist aufgrund der Komplexität auf seine Außenkontur reduziert.

#### Übertragung und Programm-Start:

Über die Export-Funktion in der Software lässt sich die Main-Datei, welche die Unterprogramme aufruft, sowie jeder Course für jede Sequence als eine eigenständige Datei speichern. Eine Sequence beschreibt dabei alleinstehende Geometrie einer Ply (siehe auch Abschnitt A.3). Die Dateien besitzen das MPF-Format (*Clip Organizer Media Package File*). Der Ordner mit Main-Datei und den Unterprogrammen kann nun, wie in in diesem Fall per USB-Stick, an das Bedienerpanel des AFP-Endeffektors übertragen werden. Dort können die Programme in die Ablege-Umgebung übertragen werden. Durch Auswählen der Main-Datei kann die Ablage gestartet werden, die Unterprogramme für die jeweiligen Plies und Courses werden selbstständig aufgerufen. Alternativ ist auch das gezielte Ablegen eines Courses durch Auswahl der jeweiligen Datei möglich.

#### 4.3.2 Aufbau

Der Versuchs-Aufbau entspricht jenem wie bei der Ablage im Versuchsmaßstab. Neu ist allerdings, dass im Folgenden erstmals 8 Tows gleichzeitig abgelegt werden sollen, was der Hälfte der maximalen Kapazität des Endeffektors entspricht. Die 8 Rollen bringen die Tows 5-12 hervor, befinden sich somit in der Mitte der Anpressrolle. Das Werkzeug besteht erneut aus einer senkrechten Metall-Platte als Grundlage für die Ablage. Der Ablege-Bereich wird mit

Siegelkit begrenzt. Der Aufbau wird vakuumiert, so dass eine ebene Ablagefläche bedeckt mit einer Trennfolie zur Verfügung steht.

### 4.3.3 Durchführung

Durch die Variation der Parameter ergibt sich die in Tabelle 4.7 dargestellte Versuchs-Matrix für vorbereitenden Ablageversuche:

**Tabelle 4.7:** Versuchs-Matrix für die vorbereitenden Versuche des Manhole-Panels

Versuch	$p_{\text{Klemm}}$	$v_{\text{Beginn}}$	$v_{\text{End}}$	Ply-Offset	$P_{\text{Strahler}}$	$t_{\text{Trennfolie}}$	Orientierung
1	7 bar	2 m/min	10 m/min	6,5 mm	198 W	25 $\mu\text{m}$	45°
2	7 bar	2 m/min	10 m/min	6,5 mm	<b>90 W</b>	25 $\mu\text{m}$	<b>90°</b>
3	<b>5 bar</b>	2 m/min	10 m/min	<b>7,5 mm</b>	90 W	25 $\mu\text{m}$	90°
4	5 bar	2 m/min	10 m/min	7,5 mm	<b>150 W</b>	25 $\mu\text{m}$	<b>0°</b>
5	<b>6 bar</b>	<b>1,5 m/min</b>	<b>7,5 m/min</b>	7,5 mm	<b>90 W</b>	<b>50 <math>\mu\text{m}</math></b>	<b>45°</b>
6	<b>5 bar</b>	1,5 m/min	7,5 m/min	7,5 mm	90 W	50 $\mu\text{m}$	45°

Zunächst wird das Programm ohne Materialförderung abgefahren. Es können dabei die Verfahrenswege, der Abstand zum Werkzeug und die Geschwindigkeiten kontrolliert werden. Besonders wird dabei darauf geachtet, dass der Abstand zwischen Endeffektor und Werkstück so gewählt wird, dass die Anpressrolle, wie in Unterabschnitt 4.2.2 beschrieben, verschoben wird. Nachdem das Programm das Abfahren der ersten fünf Lagen erfolgreich beendet hat, wird gestoppt und der Ablage-Kopf mit den Thin-Ply Rollen bestückt. Es folgt eine Validierung der in Unterabschnitt 4.2.2 bestimmten Parameter mit 8 Tows und auch in nicht-horizontaler Ablage.

#### Versuch 1

Bei Starten des Programms mit Ply 1 (45°-Lage) und Materialförderung wird der Heizstrahler ordnungsgemäß aktiviert. Ab dem zweiten Course kommt es zu einer leichten Rauchentwicklung, vermutlich, da bereits gelegte Tows dem sehr heißen Heizstrahler zu nahe kommen. Die Überprüfung im Programm-Code zeigt, dass die Leistung des Heizstrahlers standardmäßig auf 33% (entspricht 198 W) gesetzt ist. In der Software lässt sich zwar die Heiz-Temperatur einstellen (wurde hier auf 35 °C gesetzt), dies hat jedoch keine Auswirkungen auf den Programm-Code. Des Weiteren wird festgestellt, dass der Tack bei Beginn des Courses zu gering ist. Die Tows rollen sich dort hoch und schälen sich daraufhin teilweise wieder vom Werkzeug ab und kommen dann dem Heizstrahler beim Verfahren weiterer Courses sehr nahe. Manche Tows verlaufen hingegen auch gerade und weisen zufriedenstellende Qualität auf. Zu Beginn der Materialförderung (bei Course-Beginn oder bei Wiederbeginn nach der elliptischen Öffnung) rollt die Anpressrolle an den leeren Positionen für die Tows 1-4 und 13-16 die bereits gelegten und hochstehenden Tows teilweise wieder auf. An dieser Stelle wird die Ablage abgebrochen, da Änderungen im Programm implementiert werden müssen. Es werden zum Schluss zudem nur noch 4 der ursprünglichen 8 Tows gefördert.

Die Anpassungen umfassen zu diesem Punkt das Reduzieren der Leistung im Programm-Code auf 15% (90 W), sowie das Erweitern der Anfahrlänge mit aktivierter Heizung von 50 mm auf 150 mm. Auch die Minimal Tow Length wird leicht auf 150 mm erhöht.

**Versuch 2**

Die nächsten Tests erfolgen bei einer 90°-Lage (Ply 6, beziehungsweise Sequence 12). Diese erfordert ein vertikales Verfahren des Endeffektors, wobei alle Tows ohne Versatz starten und enden sollten. Der Tack ist nach wie vor zu Beginn gering, zudem erfolgt die Förderung zunehmend ungleichmäßig (siehe Abbildung 4.15). Teilweise werden Tows zurückgezogen oder an der Klemmstelle zerrissen. Das Zurückziehen kann vermutlich mit der hohen Tape-Spannung erklärt werden. Die Tape-Spannung wird von der Fördereinheit auf die Tows übertragen, bis diese von der Anpressrolle am Werkstück fixiert werden und durch den Tack daran haften. Da letzterer Zustand gerade nicht erreicht wird, werden einzelne Tows zurück gezogen, sobald die Spannung an der Klemmstelle nachlässt. Dafür sind die sogenannten „Tänzer“ verantwortlich, welche in Abbildung 4.2 und Abbildung 4.3 als schwarze Zylinder nahe der Materialrollen zu sehen sind und für die Tape-Spannung bei Materialförderung (und inaktiver Fördereinheit) sorgen.



**Abbildung 4.15:** Die Courses 1-4 (a) und die Courses 5-7 (b) der 90°-Lage

**Versuch 3**

Aufgrund der zerrissenen Tows wird der Klemmdruck sequenziell auf 5 bar reduziert und der Offset des Roboters zum Bauteil erneut überprüft und um 1 mm verkleinert, da dieser zuvor aufgrund einer ungenauen Kalibrierung zu gering ausfiel. Das heißt, die Rollen werden nun aufgrund des Ply-Offsets wieder um 7,5 mm am Werkzeug verschoben. Die Förderung erfolgt anschließend gleichmäßiger. Die Tows schälen sich allerdings aufgrund von geringem Tack nach wie vor ab.

**Versuch 4**

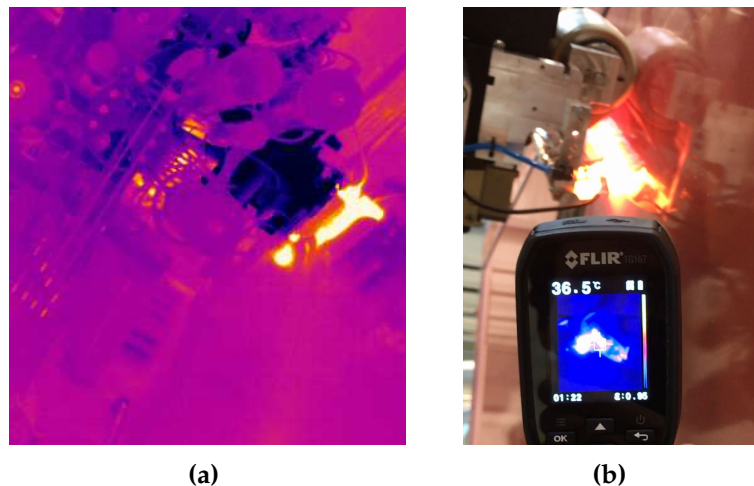
Das Abfahren der 0°-Bahn (Ply 11 beziehungsweise Sequence 20) zeigt ebenfalls keine Verbesserung, auch als die Heizleistung auf 25% (150 W) erhöht wird. Dies hat nur zur Folge, dass die Tows erneut um die Anpressrolle gewickelt werden, wie dies schon in Unterabschnitt 4.2.2 bei erhöhter Heiztemperatur erfolgt ist. Es fällt jedoch auf, dass die Trennfolie sich von jener der

letzten AFP-Versuche (wie in Unterabschnitt 4.2.2) unterscheidet, was den Tack beeinflussen kann. Weitere Ablageversuche sollen mit einer neuen Trennfolie durchgeführt werden. Der Unterschied zwischen den beiden Folien ist die doppelte Dicke bei der nachfolgenden Variante (50  $\mu\text{m}$  gegenüber 25  $\mu\text{m}$ ). Des Weiteren ist die Folie dadurch weniger transparent, so dass auch ein veränderter Emissionsgrad  $\epsilon$  eine Auswirkung auf den Tack zwischen Folie und erster Lage haben kann. Weitere Details zu den Trennfolien sind Unterabschnitt A.5.2 zu entnehmen.

### Versuch 5

Die bisherige Trennfolie wird entfernt, das darunter liegende Werkzeug erneut mit Aceton gereinigt und eine neue Trennfolie aufgespannt. Die Ablagequalität von Ply 1 wird dadurch merklich verbessert. Die Förderung erfolgt zunächst gleichmäßig, aber stellenweise mit Gaps zwischen den Tows. Je länger die abgelegten Tows sind, desto besser ist die Qualität, da besonders Beginn und Ende der Courses fehleranfällig sind und deren Anteil an der gelegten Tow-Länge abnimmt. Die Ablegegeschwindigkeit wird am Bedienerpanel zwischen 5 m/min und 10 m/min variiert. Die beste Ablagequalität wird bei einer Geschwindigkeit von 7,5 m/min ausgemacht. Leider wird nach einigen Courses die Förderung wieder ungleichmäßig, da einzelne Tows nach wie vor in der Klemmstelle beschädigt werden. Einige dieser Tows werden dennoch auf das Werkzeug aufgebracht, verunreinigen damit die Ablage und manipulieren bereits abgelegte Tows. Eine Druckvariation zwischen 5 und 7 bar zeigt dabei keine eindeutigen Unterschiede. Bei 5 bar ist zudem das untere Limit der Anlage erreicht, weshalb von einer weiteren Druckreduktion abgesehen wird.

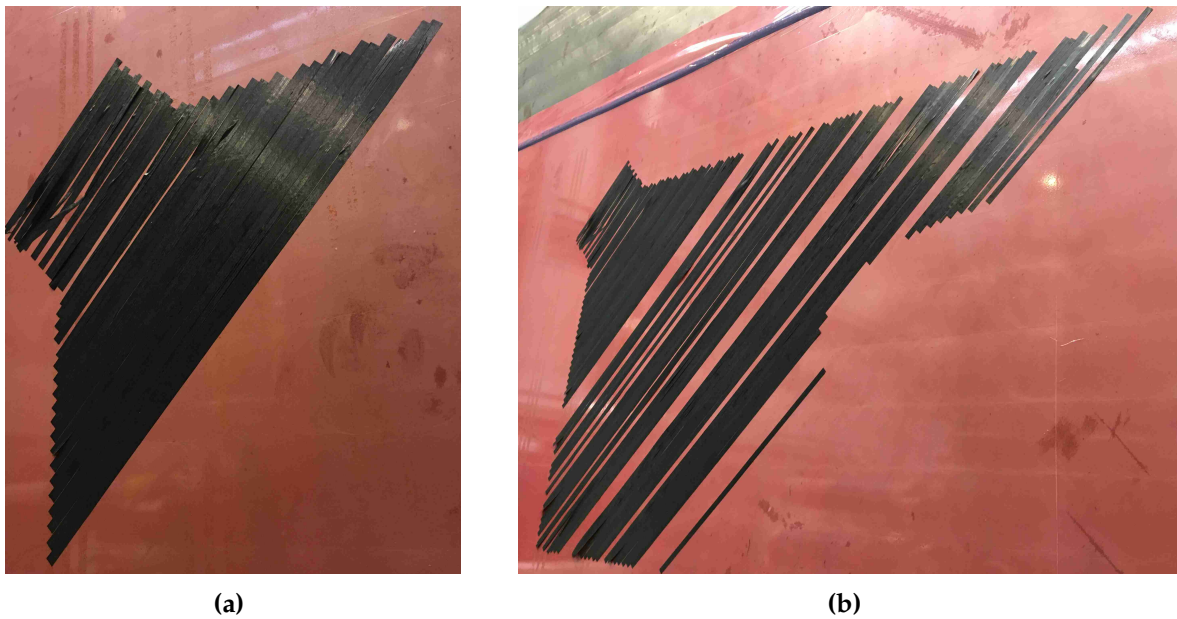
Erstmals wird der Ablege-Prozess auch mit einer Thermokamera verfolgt, die Auswertung erfolgt mit der Software „VALID“. Eine Momentaufnahme ist in Abbildung 4.16 (a) zu sehen. Die bereits bei der AFP-Ablage im Versuchsmaßstab mit Heizmatte definierte Idealtemperatur von etwa 40 °C für die Ablage (siehe Unterabschnitt 4.2.2) kann hier bei einer Leistungseinstellung von 15%, also 90 W, bestätigt werden. Auch ein Messung per Pyrometer bestätigt die Oberflächentemperatur bei der Ablage mit 36,5 °C, wie in Abbildung 4.16 (b) zu erkennen ist.



**Abbildung 4.16:** Temperaturmessung mittels Thermokamera (a) und Pyrometer (b)

In Abbildung 4.17 ist der größte Ablagefortschritt dargestellt. In (a) ist der Beginn der ersten Lage (Courses 1-6) in meist zufriedenstellender Qualität zu sehen, wohingegen in (b) Förderprobleme die ordnungsgemäße Ablage behindern und einige Tows fehlen.

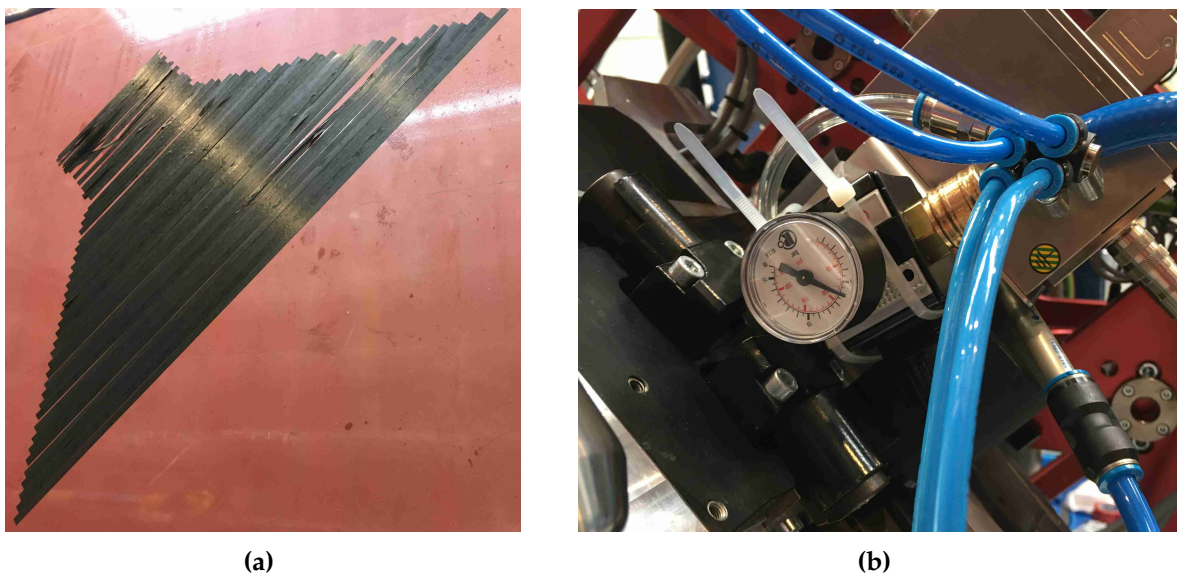




**Abbildung 4.17:** Beginn der Ablage in guter Qualität (a) und mit fehlenden Tows durch Förderprobleme bei fortschreitenden Courses (b)

#### Versuch 6

Da der Druck an der Klemmstelle möglichst gering sein sollte, um weitere Tow-Risse zu unterbinden, die Schneideeinheit und die Anpressrolle jedoch für einen Druck von 7 bar ausgelegt sind, wird als nächstes eine Druckminderung am Endeffektor implementiert. Der Druck an der Klemmstelle kann so auf 5 bar reduziert werden, während die restliche Einheit mit den vorgesehenen 7 bar versorgt werden. Der gewünschte Effekt kann bei nur einem Course getestet, aber bestätigt werden. Dies ist in Abbildung 4.18 (a) zu erkennen, wohingegen in (b) der eingebaute Druckminderer abgebildet ist. Die Förderung erfolgt wieder gleichmäßig, wenn auch unabhängig davon, erneut der Tack zu Beginn gering ist.



**Abbildung 4.18:** Ablage in guter Qualität (a) durch Verwendung eines Druckminderers (b)

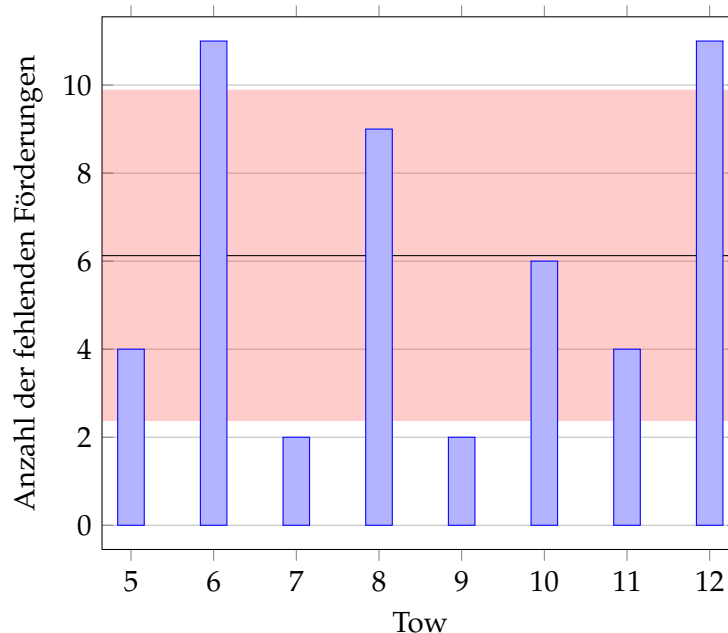
### 4.3.4 Auswertung

Im Vergleich zu den Ergebnissen aus Unterabschnitt 4.2.3 wird hier die Ablagequalität mit dem Heizstrahler nur teilweise als befriedigend eingestuft. Insbesondere mit der regelmäßigen Tow-Förderung und dem geringen Tack werden häufig Probleme festgestellt. Insgesamt wird die Qualität der Ablage noch nicht als ausreichend empfunden, so dass vor Beginn der Fertigung des Panels mit dessen 28 Lagen noch weitere qualitätssteigernde Maßnahmen getroffen werden sollten.

#### Fehlende Tows:

Um sicher zu gehen, dass die Tow-Förderung nicht systematisch ungleich erfolgt, wurden die fehlenden Tows während den Ablageversuche protokolliert. Abbildung 4.19 listet die Förderfehler, sortiert nach der Tow-Nummer, von den Ablageversuchen in Abbildung 4.15 und Abbildung 4.17 (b) auf. Zu beachten ist, dass hier auch solche Tows mitgezählt wurden, welche gefördert wurden, aber aufgrund von mangelhaftem Tack nie eine Haftung am Werkzeug aufweisen konnten.

Durchschnittlich fehlte jedes Tow etwa sechsmal; wurde also nicht ordnungsgemäß gefördert oder konnte nie eine Haftung am Werkzeug vorweisen. Auffallend ist, dass die Tows 6 und 12 häufiger zu Problemen führten. Tow 7 und 9 hingegen fielen am seltensten aus. Somit kann man festhalten, dass die Ausfälle im allgemeinen statistisch verteilt sind, jedoch die Tows 6 und 12 etwas häufiger ausfielen. Da der Endeffektor vor den Ablageversuchen gereinigt wurde und bei Verwendung mit herkömmlichem Prepreg am DLR Stade solche systematischen Fehler nicht bekannt sind, könnte diese Abweichung auf eine leicht veränderte Materialqualität der jeweiligen Prepreg-Rollen zurückzuführen sein.



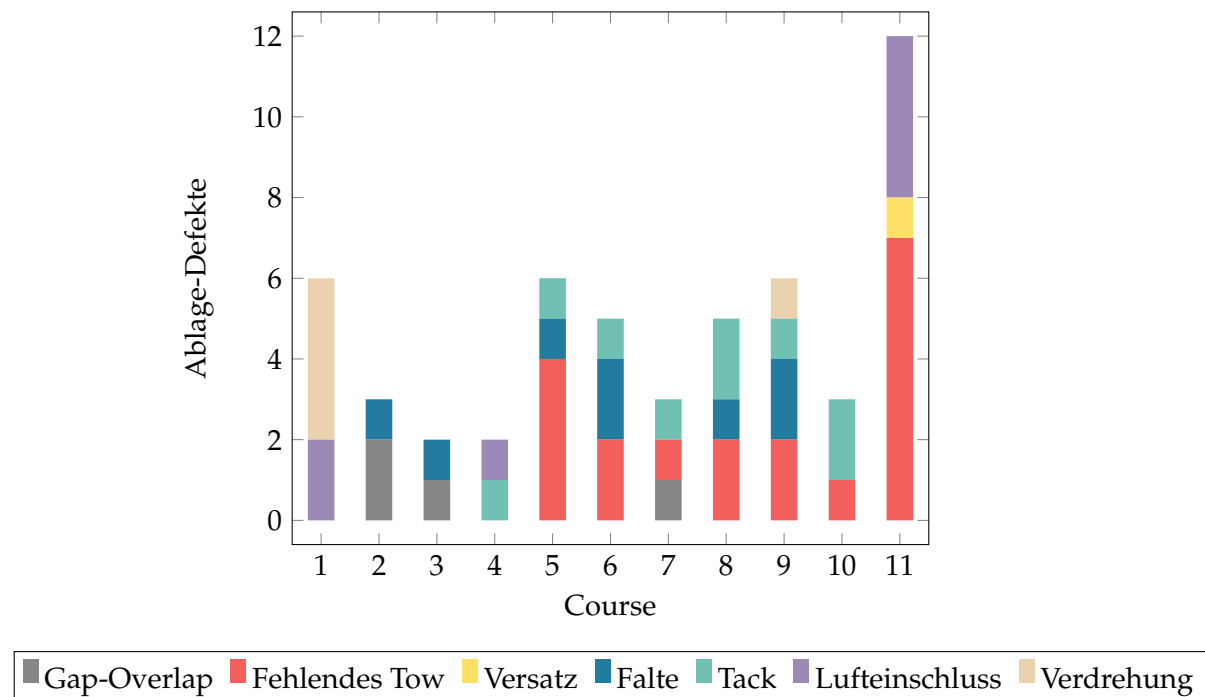
**Abbildung 4.19:** Darstellung der Anzahl der Förderfehler für die jeweiligen Tows bei Vorbereitung des Manhole-Panels inklusive Durchschnitt (schwarze Linie) und einfacher Standardabweichung (roter Bereich)

Durch Verwendung eines Druckminderers, der dafür sorgt, dass die Klemmstelle mit einem ge-

ringeren Druck versorgt wird als die Schneideeinheit und Anpressrolle, konnte die Förderung im abschließenden Versuch gesteigert und die Anzahl fehlender Tows auf 0 reduziert werden.

#### Verteilung der Fehlstellen:

Die in Abbildung 4.17 (b) festgestellten Fehlstellen werden in graphischer Form in Abbildung 4.20 veranschaulicht und dabei über die Courses aufgetragen. Course 12 wurde abgebrochen, weshalb er in der Abbildung nicht berücksichtigt ist.

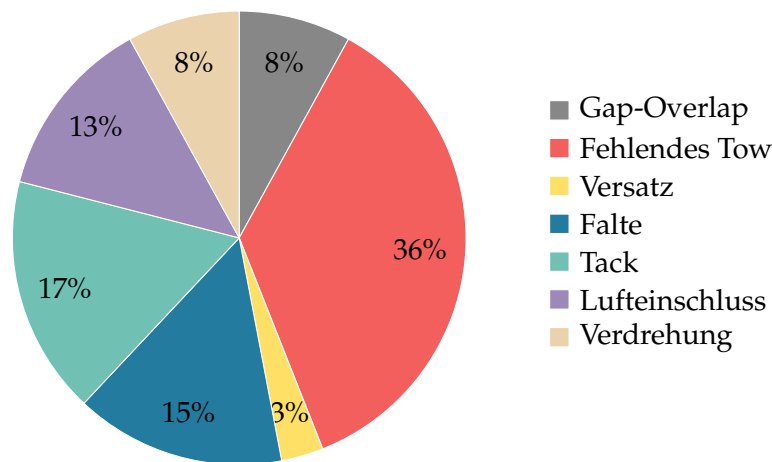


**Abbildung 4.20:** Auflistung der Ablage-Defekte, die während der AFP-Ablage von Thin-Ply zur Vorbereitung des Manhole-Panels auftraten

Course 1 ist primär geprägt von Verdrehungen. Die schlechte Qualität ist dabei auf die geringe Länge der Tows, der Minimal Tow Length, zurückzuführen. Die Courses 2-4 zeigen im Allgemeinen gute Qualität auf, siehe Abbildung 4.17 (a). Ab Course 5 setzen die Förderprobleme ein, welche bei Course 11 auch nach Wiederansetzen des Endeffektors, aufgrund des elliptischen Ausschnitts, vorhanden sind. Tack-Probleme waren vor allem zu Beginn und am Ende der Courses zu finden.

Wenn die Ablage-Defekte aus Abbildung 4.20 summiert werden, so ergibt sich die in Abbildung 4.21 anhand eines Kreisdiagramms dargestellte Verteilung. Deutlich zu sehen ist, dass die Defekte in Form der fehlen Tows und des zu geringen Tacks am häufigsten vorkamen. Auch Falten und Luftabschlüsse nehmen einen nicht zu vernachlässigenden Anteil ein, hingegen stellt der Versatz den seltensten Defekt dar.





**Abbildung 4.21:** Anteile der Ablage-Defekte, die während der AFP-Ablage von Thin-Ply zur Vorbereitung des Manhole-Panels auftraten

#### Verbesserungs-Möglichkeiten:

Der Tack der ersten abgelegten Lage auf der Trennfolie (*engl.* „First ply adhesion“) ist nach wie vor nicht gleichmäßig und ausreichend. Als nächster Schritt sollte eine Thin-Ply Lage manuell auf der Trennfolie aufgebracht werden. So können etwa die in Unterabschnitt 3.3.1 beschriebenen Zuschnitte mit dem Bügeleisen als Untergrund aufgebracht werden, bevor mit der AFP-Ablage des Manhole-Panels begonnen wird. Da sich in Unterabschnitt 3.3.1, Unterabschnitt 4.2.2 und Unterabschnitt 4.3.3 gezeigt hat, dass der Tack zwischen mehreren Lagen Thin-Ply bei Wärmeeinwirkung ausreichend ist, kann man erwarten, dass der Tack dann bereits ab der ersten automatisiert abgelegten Lage ausreichend ist. Zudem kann man dabei untersuchen, wie sich der Tack zwischen den Lagen der unterschiedlichen Orientierungen verhält und wie sich die Förderung der Tows dadurch verändert.

Falls weitere Ablage-Schwierigkeiten herrschen, kann alternativ ein Wechsel zurück zur Heizmatte vollzogen werden. Zudem empfiehlt es sich die Parameter Temperatur und Feuchtigkeit bei der Ablage zu protokollieren, da das Klima in der Halle, etwa durch geöffnete Tore, Schwankungen unterliegt. Auch der Einfluss der Haftungs-Haltbarkeit (*engl.* „Tack life“), also die Zeit, in der das Prepreg bei Raumtemperatur ausreichend Tack für die einfache Ablage behält, sollte identifiziert und berücksichtigt werden.

#### 4.3.5 Fertigung

Die Versuche zur Qualitätssteigerung im Rahmen dieser Arbeit müssen auf diesem Wissensstand beendet werden, so dass auch die Fertigung des vollständigen Panels und dessen Autoklav-Aushärtung noch ausstehen.

### 4.4 Erkenntnisse

Im vorliegenden Kapitel wurden Untersuchungen zu den Auswirkungen verschiedener Prozessparameter der AFP-Ablage von Thin-Ply Prepreg auf die Ablagequalität durchgeführt. Insbesondere die Parameter Ablegeschwindigkeit, Klemm- und Anpressdruck sowie Ablagetem-

peratur wurden als entscheidend identifiziert und optimiert. Es wurde festgestellt, dass bei Verwendung des Thin-Ply Prepregs die Ablegegeschwindigkeit von 7,5-10 m/min die beste Ablagequalität liefert. Der Anpressdruck ist für ausreichenden Tack notwendig. Gleichzeitig sorgt dieser bei einem Ply-Offset dafür, dass die Anpressrolle des Endeffektors um etwa 7,5 mm verschoben wird, wodurch ein Spalt zwischen Tow-Fingern und der Anpressrolle entsteht, welcher für eine gleichmäßige Materialförderung obligatorisch ist und deshalb bei zukünftigen Versuchen in der Offline-Programmierung berücksichtigt werden muss. Es wurde allerdings auch beobachtet, dass ein hoher Klemmdruck von 7 bar die Tows zerreißen kann.

Im Versuchsmaßstab wurde Thin-Ply Slit Tape zunächst auf einer Heizmatte, welche auf dem Werkzeug befestigt war, abgelegt. Die Temperatur für den besten Tack beträgt dabei 40 °C. Alternativ zur Heizmatte konnte der Tack auch mit dem im Endeffektor integrierten Heizstrahler erzeugt werden. Für die Heizleistung und damit für die Ablagetemperatur gilt ein grundlegender Zusammenhang zur Ablegegeschwindigkeit: Je schneller die Ablage erfolgt, desto mehr Leistung muss der Strahler liefern, damit stets die gleiche Wärmemenge an die Oberfläche gelangt und so die ideale Oberflächentemperatur erreicht wird. Bei den geschilderten Versuchen wurde der Heizstrahler mit 15% der maximalen Leistung, also 90 W, bei einer Ablegegeschwindigkeit von 10 m/min (zu Course-Beginn 2 m/min) betrieben. Mehrere Courses konnten so erfolgreich und ohne Defekte reproduzierbar übereinander abgelegt werden.

Die Ablage erfolgte anhand des Manhole-Panels an einem Demonstratorbauteil, dessen Offline-Programmierung in CAESA TapeStation durchgeführt wurde. Vor allem durch zu geringen Tack und ungleichmäßige Förderung der Tows traten bei der Ablage Probleme auf, obwohl die bereits optimierten Parameter aus dem vorangegangenen ersten Ablageversuch angewandt wurden. Für eine Verbesserung des Tacks sorgte die Trennfolie mit einer doppelten Dicke von nunmehr 50 µm. Ein Druckminderer konnte bei der ungleichmäßigen Förderung Abhilfe schaffen, indem der Druck in der Klemmstelle auf 5 bar reduziert, in der Anpressrolle aber bei 7 bar gehalten wurde. Das hatte zur Folge, dass bei der Klemmstelle keine Tows mehr zerrissen und diese daher ordnungsgemäß gefördert wurden. Die am Manhole-Panel beste Ablagequalität konnte bei einer Geschwindigkeit von 7,5 m/min (1,5 m/min zu Course-Beginn), bei einem Ply-Offset von 7,5 mm und einer Heizleistung von 90 W, was einer Oberflächentemperatur von etwa 40 °C gleichkommt, erzielt werden. Die Ablagedefekte können abschließend primär auf die First ply adhesion zurückgeführt werden, welche für die vollständige Ablage des Panels essenziell ist.

Die endgültigen relevanten Prozess-Parameter des Endeffektors und des Programms für das Manhole-Panel werden in Tabelle 4.8 übersichtlich zusammengefasst. Die vollständigen Prozess-Parameter aus CAESA TapeStation sind in Abschnitt A.4 aufgelistet. Sie wurden für die hier beschriebene Kombination aus Roboter, Endeffektor und Materialsystem festgestellt und können in anderen Zusammenstellungen variieren. Deshalb sollten diese Angaben nicht ohne weitere Validierung als allgemeingültig angesehen werden.

**Tabelle 4.8:** Auflistung der endgültigen Ablage-Parameter für das Manhole-Panel

Parameter	Erläuterung	Wert
$p_{Klemm}$	Klemmdruck	5 bar
$p_{Anlage}$	Anlagendruck (Schneideeinheit, Anpressrolle)	7 bar
$v_{Beginn}$	Ablegegeschwindigkeit Course-Beginn	1,5 m/min
$v_{End}$	Ablegegeschwindigkeit Course	7,5 m/min
$s_{Ply}$	Ply-Offset	7,5 mm
$P_{Strahler}$	Heizleistung	90 W
$T_{Ablage}$	Ablagetemperatur	40 °C
$l_{Min-Tow-Length}$	Minimal Tow Length	150 mm

## 4.5 Anmerkungen zur ATL-Ablage

In Abschnitt 2.7 wurden einige Probleme bei der ATL-Ablage von Thin-Ply geschildert. Mit dem bisherigen erlangten Wissensstand können einige Handlungsempfehlungen zur Reduktion der Defekte gegeben werden:

1. Die sehr geringe Haftung kann mit Hilfe der Wärmeeinwirkung, vorzugsweise vom Heizstrahler, überwunden werden. Im Falle von Problemen mit der First ply adhesion, muss auch bei der ATL-Ablage die erste Lage von Hand platziert und mit dem Bügeleisen fixiert werden, bevor mit der automatisierten Ablage begonnen werden kann.
2. Ein zu frühes Ablösen des Backing-Papiers wurde bei der Verarbeitung des 50 µm dicken Prepregs nicht beobachtet. Bei Verwendung des gleichen Materials sollte dieses Problem daher auch beim ATL nicht auftreten.
3. Eine wellige Oberfläche lässt sich durch Anpassen des Lateral Offsets verhindern. Dadurch wird ein Versatz zwischen den Lagen erzeugt, so dass die Tapes der Plies mit gleicher Orientierung nicht deckungsgleich übereinander liegen. Für den Lateral Offset ist etwa die halbe Tapebreite zu wählen. Falls weiterhin ein Overlap auftritt, so muss in der Offline-Programmierung als Gegenmaßnahme eine ebenso große Gap zwischen den Tapes vorgegeben werden.

Mithilfe der im vorliegenden Kapitel gewonnen Erkenntnissen soll in Kapitel 5 untersucht werden, inwieweit die automatisierte Ablage von Thin-Ply machbar ist und wie die industrielle Fertigung von Omega-Stringer aus jenem Material automatisiert bewerkstelligt werden kann.

# 5 Industrielle Machbarkeit

Bereits in Kapitel 4 wurde die Versuchspyramide in Abbildung 4.1 dargestellt. Nach den gewonnenen Kenntnissen bei der Ablage des Manhole-Panels auf Element-Level kann im vorliegenden Kapitel die Machbarkeit der automatisierten Fertigung mittels Thin-Ply untersucht und eingeschätzt werden. Darüber hinaus soll ein Konzept für die Stringerfertigung erarbeitet und vorgestellt werden.

## 5.1 Machbarkeitsstudie

### **Ausgangslage und Problemstellung:**

Bisher werden per ATL oder AFP primär Materialien abgelegt, welche nicht die geringen Lagendicken beziehungsweise Flächengewichte von Thin-Ply besitzen. Die Ablage-Prozesse sind für diese Standard-Materialien (siehe auch Unterabschnitt 2.3.1) sehr etabliert. Thin-Ply Prepreg kann die Bauteileigenschaften weiter steigern, hat sich aber in der Verarbeitung und in der Ablagequalität als unterlegen herausgestellt. Zudem wird durch das dünnere Material eine erhöhte Anzahl an Lagen benötigt, was die Produktionsdauer und -kosten unweigerlich steigern wird.

### **Ziele:**

Die automatisierte Ablage von Thin-Ply soll in der Luft- und Raumfahrt Anwendung finden. Der Einsatz von Thin-Ply muss eine Steigerung der mechanischen Eigenschaften des Materials bieten, welche Gewichtsreduktionen ermöglichen. Zielgruppe für die Verwendung sind die Erstausrüster (*engl.* „Original Equipment Manufacturer“, OEM) der kommerziellen und allgemeinen Luftfahrt sowie der Raumfahrt und jeweils deren Zulieferer. Die genaue Anwendung kann dabei grundsätzlich zwischen einigen kleinen Bauteilen bis hin zur Fertigung eines kompletten Flugzeugrumpfes oder der Flügel mit Thin-Ply Prepreg per ATL und AFP reichen. Dafür sollte die Ablagequalität jener des herkömmlichen Prepregs entsprechen. Da herkömmliches Prepreg, wie schon in der Ausgangslage oben beschrieben, bereits in der automatisierten Fertigung etabliert ist, herrscht bei der weiteren Erforschung und Anwendung von Thin-Ply kein Zeitdruck. Dessen Einsatz wäre eine positive, aber nicht notwendige Ergänzung. Die Qualifizierung des Materials steht allerdings noch aus [84]. Die Verwendung von Thin-Ply Prepreg durch automatisierte Fertigung kann somit in einer der nächsten Flugzeuggenerationen vorgesehen werden. Aus finanzieller Sicht ist es wünschenswert, dass keine Zusatzkosten durch das neue Material entstehen, oder sogar Kosten eingespart werden. Dieses Ziel kann bei der Verwendung von Thin-Ply allerdings nicht definiert werden. Eher ist zu erwarten, dass sich die Produktionskosten erhöhen, wenn auch nicht vollständig um jenen Faktor, um den die Lagendicke reduziert wird. Aus Sicht der OEMs muss sich der Mehraufwand in der Fertigung mit Thin-Ply dennoch lohnen. Mehr zu diesen Aspekten ist der wirtschaftlichen Betrachtung ebenfalls in diesem Kapitel zu entnehmen.

**Methoden der Studie:**

- Literatur-Recherche zu den Eigenschaften von Thin-Ply Laminaten, siehe Abschnitt 2.3,
- Literatur-Recherche zur automatisierten Fertigung von Luftfahrtkomponenten, siehe Abschnitt 2.5,
- Versuche zur Charakterisierung der Eigenschaften und der manuellen Verarbeitung des Materials, siehe Kapitel 3,
- Versuche zur automatisierten Ablage per AFP, siehe Abschnitt 4.3.

**5.1.1 Technische Betrachtung**

Grundsätzlich sind die technischen Möglichkeiten vorhanden, um das Projekt, die automatisierte Fertigung mit Thin-Ply Prepreg, umzusetzen. Der große Vorteil ist, dass die Infrastruktur für die automatisierte Ablage bereits vorhanden ist, und ebenfalls auf dem dabei erlangten Fachwissen aufgebaut werden kann. Zusätzliche Erfahrungen konnten in ersten Ablageversuchen in Kapitel 4 gesammelt werden. Die Rahmenbedingungen für die erfolgreiche automatisierte Thin-Ply Ablage umfassen

- Thin-Ply Prepreg (für Lieferanden siehe Abschnitt 2.4),
- Bauteile mit für Thin-Ply Materialien optimiertem Lagenaufbau (nicht notwendig, aber sinnvoll),
- Infrastruktur (ATL- oder AFP-Anlage, Formen, Autoklav, Qualitätskontrolle etc.),
- Prozess-Stabilität bei der Ablage.

Die Qualitätsanforderungen sind in der Luft- und Raumfahrtbranche sehr hoch. Bauteile müssen stets eine ausführliche Qualitätskontrolle durchlaufen. Grundsätzlich muss es möglich sein, die gleiche Ablagequalität zu erzielen, wie sie die herkömmlichen Materialien bereits bieten. Dies ist bisher einer der kritischsten Punkte. In Abschnitt 4.3 wurde festgestellt, dass die Qualität der AFP-Ablage zwar bereits mit Parameter-Anpassungen deutlich gesteigert werden konnte, dennoch ist bei der hier verwendeten Kombination aus Material und Anlage noch keine flächendeckende Ablage möglich. Dafür stehen allerdings einige Lösungsansätze bereit, welche in Unterabschnitt 4.3.4 genannt wurden. Bei der ATL-Ablage konnten bereits größere Erfolge erzielt werden. Zwar sind auch hier noch Qualitätsmängel zu beobachten, allerdings von kleinerem Ausmaß, so dass diese ebenfalls mit einigen geringen Anpassungen in der Offline-Programmierung behoben werden können (siehe Abschnitt 4.5). Die Idee ist folglich aus technologischen Gesichtspunkten heraus grundsätzlich als tragfähig zu beurteilen, sofern die Ablagequalität durch eine verbesserte Prozess-Stabilität noch auf jene von Standard-Material gesteigert werden kann. Abschließend müssen die Materialeigenschaften auch nach automatisierter Ablage geprüft und mit den Kennwerten der manueller Ablage verglichen werden. Bisher wurde die Qualität der Ablage, abgesehen von den CAI-Versuchen in Unterabschnitt 2.6.2, ausschließlich optisch beurteilt.

Die Schnittstelle, automatisierte Ablage von Thin-Ply, ist noch sehr neu. Dennoch haben Thin-Ply Materialien in den letzten Jahren erhöhte Aufmerksamkeit erfahren, so dass auch hier schon in einigen Forschungseinrichtungen, neben dem DLR etwa bei Swerea (Unterabschnitt 2.4.2)

und bei der NASA (Unterabschnitt 2.5.3), nötiges Fachwissen experimentell erarbeitet wird. Nach Durchführung der Fertigungsversuche im Rahmen dieser Masterarbeit ist neben dem grundsätzlichen Fachwissen für die ATL-Ablage von Thin-Ply auch solches für die AFP-Ablage vorhanden.

Auf der Wartungsposition, wo in Kapitel 4 Thin-Ply Material abgelegt wurde, konnte mit 10 m/min bereits die dort maximale Ablegegeschwindigkeit erzielt werden. Es kann auf dieser Position somit in der gleichen Bearbeitungszeit die gleiche Tapellänge abgelegt werden, wie dies mit dem Standard-Material der Fall ist. Aufgrund des reduzierten Flächengewichts wird aber entsprechend eine geringere Prepreg-Masse auf das Werkzeug aufgetragen. Im hier betrachteten Fall wurde das gleiche Material wie in Unterabschnitt 3.3.1 verwendet, nur in Form von Slit Tape. Das Flächengewicht ist demzufolge gegenüber Standard-Material, mit beispielsweise 150 g/m<sup>2</sup> als Benchmark, etwa halbiert. Die abgelegte Masse kann nach folgender Gleichung berechnet werden:

$$m_{Ablage}(FAW) = l \cdot b \cdot n \cdot FAW \quad (5.1)$$

mit Länge  $l$  und Breite  $b$  der Tows, Tow-Anzahl  $n$ , sowie Flächengewicht  $FAW$ . Ableiten der Gleichung 5.1 ergibt die abgelegte Masse pro Zeit, also die Ablagerate:

$$\dot{m}_{Ablage} = R_{Ablage}(FAW, t) = \frac{l \cdot b \cdot n \cdot FAW}{t} \quad (5.2)$$

wobei  $l/t$  die Ablegegeschwindigkeit ist. In diesem Fall kann aus Gleichung 5.2 mit den Werten aus Unterabschnitt 4.2.2 ( $l/t = v_{End} = 10$  m/min,  $b = 0,00635$  m,  $n = 16$  und  $FAW = 75$  g/m<sup>2</sup>) berechnet werden:

$$R_{Ablage} = 76,2 \text{ g/min} = 4,57 \text{ kg/h}$$

Dies bezieht sich allerdings ausschließlich auf die verwendete maximale Ablegegeschwindigkeit. Dazu kommt ein verlangsamter An- und Abfahrweg, sowie Verfahrestrecken ohne Materialablage, so dass die in der Praxis zu erwartende Ablagerate geringer ausfallen wird. In der Produktionszone der GroFi-Anlage sind nochmals erhöhte Ablegegeschwindigkeiten möglich. Der Endeffektor selbst kann eine Ablegegeschwindigkeit von 60 m/min erzielen [98], dies konnte allerdings nicht getestet werden.

Das Verhältnis der Ablageraten zwischen Thin-Ply und Standard-Material kann bei sonst gleichen Ablage-Parametern, wie in Gleichung 5.3 gezeigt wird, auf das Verhältnis der Flächengewichte zurückgeführt werden:

$$\frac{R_{Ablage_{Thin-Ply}}}{R_{Ablage_{STD-Ply}}} = \frac{\frac{l \cdot b \cdot n \cdot FAW_{Thin-Ply}}{t}}{\frac{l \cdot b \cdot n \cdot FAW_{STD-Ply}}{t}} = \frac{FAW_{Thin-Ply}}{FAW_{STD-Ply}} \quad (5.3)$$

Um die erhöhte Fertigungsdauer durch eine reduzierte Ablagerate zu begrenzen, bietet sich eine Multihead-Anlage, wie die GroFi-Anlage des DLR, an, um mit mehreren Endeffektoren gleichzeitig an einem Bauteil arbeiten zu können.

Eine ebenfalls vielversprechende Lösung, um den Arbeitsaufwand bei der Ablage per ATL zu reduzieren ist die Verwendung von C-Ply, also dem NCF-Material von Chomarat (siehe auch Unterabschnitt 2.4.3). Gemäß Tsai und Melo [86] kann dadurch die Produktionszeit für



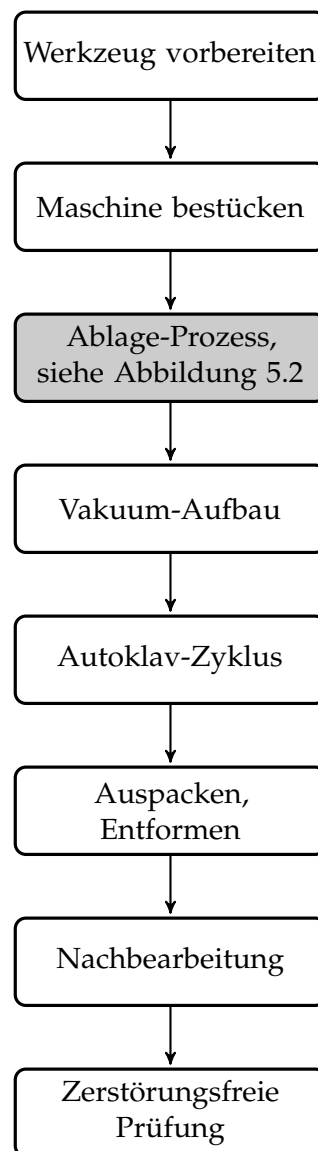
ein QI-Laminat aus [0/45] Lagen gegenüber der Herstellung aus UD-Lagen um den Faktor 2,7 beschleunigt werden. Diese Eigenschaft ist auf den Wegfall der zeitintensiven Verfahrenswege für die 45°-Lagen zurückzuführen. So könnte die Ablage eines QI-Laminats entlang nur zweier Achsen erfolgen und auch Ecken könnten ohne Materialüberstände abgelegt werden. Der Faktor 2,7 der schnelleren Produktionszeit kann folglich dafür sorgen, dass die Verzögerung durch dünnere Lagen wettgemacht werden. Dafür muss jedoch nachgewiesen werden, dass mit C-Ply ähnlich verbesserte Eigenschaften erreicht werden, wie dies mit UD-Tape der Fall ist. So ist etwa zu beachten, dass in solch einem Laminat keine durchgehenden 45°-Lagen enthalten sein können. Zudem muss die Verarbeitung von NCF an ATL-Maschinen sichergestellt werden. Auch ist darauf zu achten, dass der Faservolumengehalt den hohen Ansprüchen der Luftfahrt gerecht wird.

### 5.1.2 Wirtschaftliche Betrachtung

Die durch Verwendung von Thin-Ply Prepreg besseren Materialeigenschaften des Flugzeugs sorgen für Gewichtseinsparungen. Diese wiederum erlauben dem Kunden der OEMs, also etwa dem Flugzeugbetreiber, einen effizienteren Flugzeugbetrieb mit geringerem Treibstoffverbrauch oder Mehreinnahmen durch zahlende Nutzlast wie Passagiere oder Fracht. Daher kann der OEM die Mehrkosten durch längere Produktionskosten an seine Kunden übertragen. Dem OEM nutzt die automatisierte Ablage von Thin-Ply Prepreg somit insofern, als dass er durch innovative Nutzung der neusten Generation von Faserverbundwerkstoffen einen höheren Verkaufspreis rechtfertigen und Mehreinnahmen generieren kann. Potenzielle Markteintrittsbarrieren für Anwender können die derzeit noch nicht ausreichende Ablagequalität sowie die zu erwartenden Mehrkosten in der Fertigung darstellen.

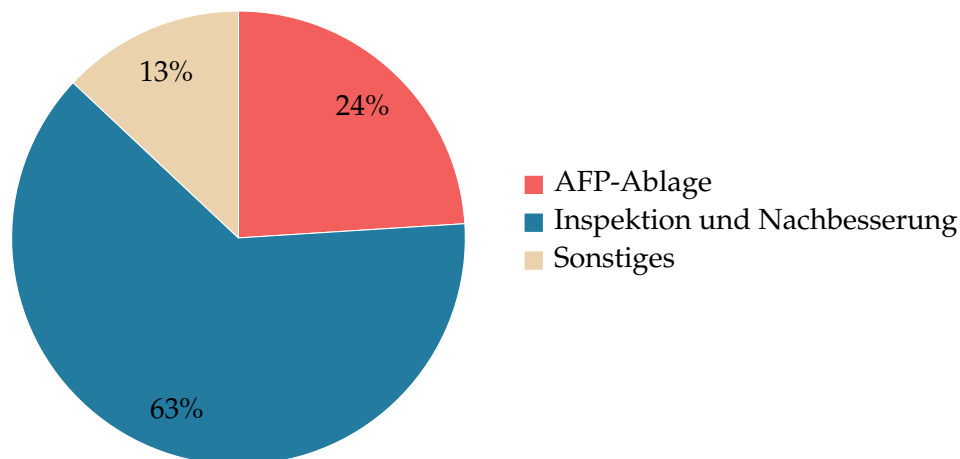
In einer Patent-Recherche wurden zwar Dokumente gefunden, die das Material selber spezifizieren (siehe Abschnitt 2.1), jedoch ist eine automatisierte Ablage aus patentrechtlicher Sicht bisher bedenkenlos möglich.

Die grundsätzlichen Fertigungsschritte sind für Bauteile aus Thin-Ply Material und für jene aus Material herkömmlicher Lagendicke identisch. Dies umfasst etwa auch die Vorbereitung von Werkzeug und Maschine, sowie die Autoklav-Aushärtung und die Nachbearbeitung des Bauteils, wie es in Abbildung 5.1 anhand der Prozess-Schritte dargestellt ist. Deshalb soll hier ein besonderer Fokus auf den reinen Ablage-Prozess gesetzt werden.



**Abbildung 5.1:** Grundlegende Prozess-Schritte der Composite-Bauteilfertigung mit Prepreg, automatisierter Ablage und Autoklav-Aushärtung

Exemplarisch wurde die AFP-Rumpffertigung der Boeing 787 von Halbritter und Harper [99] auf die Dauer der einzelnen Prozessschritte untersucht, was hier in Abbildung 5.2 dargestellt ist. Auffällig ist der geringe Anteil der Ablage, welche weniger als ein Viertel der Gesamtzeit in Anspruch nimmt. Dies deckt sich sehr gut mit den Angaben von Rudberg [100] und Delisle [72], welche der Ablage etwa 27%, beziehungsweise 13-40% der Produktionszeit zuteilen. Die Inspektion und Nachbesserung hingegen nehmen in Abbildung 5.2 gar fast zwei Drittel der Gesamtzeit ein. Die übrige Zeit wird für sonstige Aufgaben, wie etwa Materialwechsel und Wartung beansprucht.



**Abbildung 5.2:** Anteile der Gesamtzeit, die nach [99] für verschiedene Prozesse der AFP-Rumpffertigung der Boeing 787 aufgewendet werden

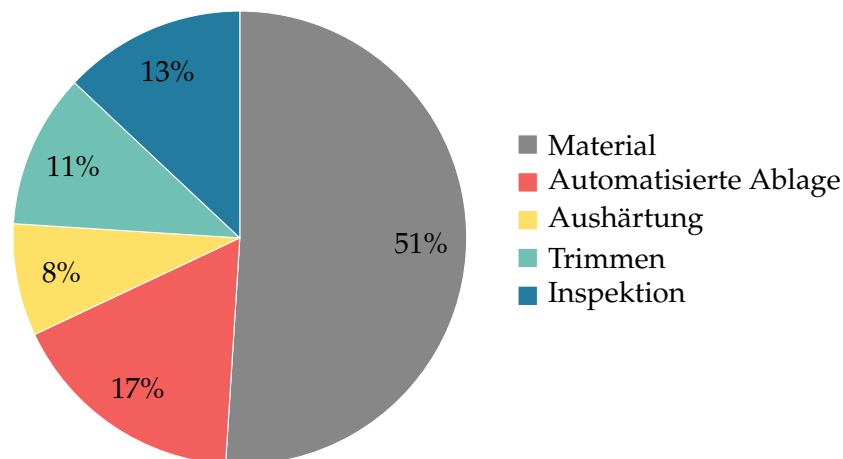
Durch den Einsatz von Thin-Ply Prepreg wird bei sonst gleicher Fertigungsmethode die Ablagedauer erhöht. Gleichzeitig müssen dadurch mehr Lagen inspiziert und, bei Annahme gleichbleibender Materialqualität, falls nötig nachgebessert werden. Die Prozesszeiten für Materialwechsel und Wartung sind abhängig von der Länge des abgelegten Materials oder der Einsatzdauer. Für gleiche Bauteile erhöht sich auch hier der Aufwand durch den Einsatz von Thin-Ply. Zusammenfassend, kann man demnach davon ausgehen, dass sich der gesamte Prozess der Ablage (mitsamt Inspektion und sonstigen Arbeiten) ausdehnt, jedoch innerhalb des Gesamt-Prozesses die Verteilung der Unterprozesse in etwa identisch bleibt. Ein genaue Angabe für die verlängerte Fertigungsdauer kann pauschal aufgrund unterschiedlicher Bauteilgrößen und -komplexitäten sowie variierender Flächengewichte nicht angegeben werden. Allerdings wird im Folgenden ein Beispiel erläutert.

Durch das bei Thin-Ply mit  $75 \text{ g/m}^2$  geringe Flächengewicht wird auch die abgelegte Masse in der gleichen Zeit gegenüber einem Standardmaterial mit  $150 \text{ g/m}^2$  halbiert, beziehungsweise die benötigte Zeit für die vollständige Ablage verdoppelt. Davon ausgehend, dass aufgrund der verbesserten Eigenschaften des Thin-Ply Bauteils allerdings 15% weniger, also nur 85% der Materialmasse (bezogen auf das Standard-Material) benötigt wird, lässt sich der Faktor der längeren Ablagedauer auf 1,7 reduzieren. Allgemein lässt sich dieser Faktor der verlängerten Ablage  $f_{Ablage}$  in Abhängigkeit der Flächengewichte  $FAW$  und des Faktors der Gewichtseinsparung bei Thin-Ply  $f_{Einsparung}$  gemäß folgender Gleichung berechnen:

$$f_{Ablage}(FAW, f_{Einsparung}) = \frac{FAW_{STD-Ply}}{FAW_{Thin-Ply}} \cdot (1 - f_{Einsparung}) \quad (5.4)$$

Für potenzielle Anwender der automatisierten Thin-Ply Ablage ist die betrachtete Herstellungsdauer, beziehungsweise die Belegungsdauer der Maschine, von Interesse. Entscheidender sind schlussendlich allerdings die Produktionskosten, in welche die Produktionsdauer einfließt. Erst anhand der Produktionskosten kann das Kosten-Nutzen-Verhältnis zur endgültigen Beurteilung der Technologie vorgenommen werden.

Die Kosten der gesamten Bauteilproduktion komplexer Strukturen für die Luftfahrt kann gemäß De Roover und Vaneghem [101] wie in Abbildung 5.3 aufgeschlüsselt werden:

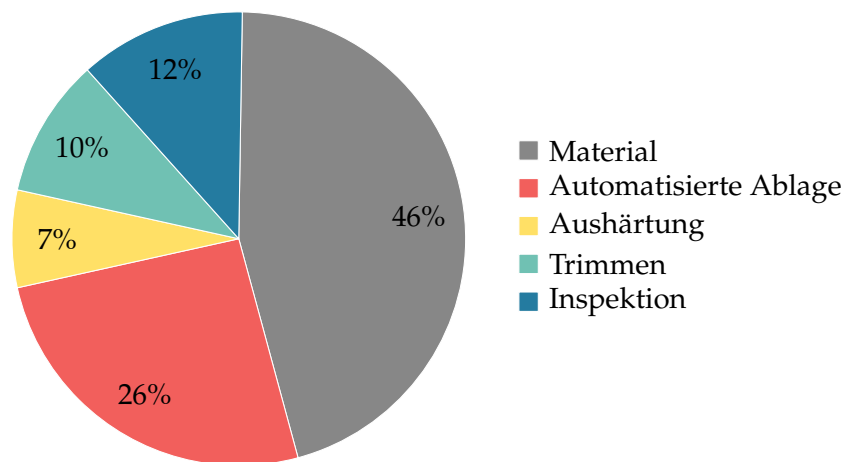


**Abbildung 5.3:** Anteile der Gesamtkosten, die sich nach [101] für verschiedene Prozesse der Fertigung einer komplexen Struktur für die Luftfahrt ergeben

Anmerkung: Da diese Aufschlüsselung für RTM-Prozesse erstellt wurde, werden hier Anteile für Clean Room und Assembly entfernt. Dies ist also nur als eine Näherung zu betrachten.

Es ist zu erkennen, dass das Material alleine etwa die Hälfte der Bauteilkosten ausmacht. Die automatisierte Ablage hingegen ist nur für 17% der Kosten verantwortlich. Thin-Ply kann zukünftig idealerweise durch Spreizen von schweren, günstigen Tows (50-200 k) produziert werden [20]. Bei etablierten Prozessen können daher für Thin-Ply geringere Materialkosten erwartet werden, als für Standardmaterial. Die Infrastruktur und Formen sind bereits vorhanden oder müssen zumindest nicht extra für die Produktionsanpassung auf Thin-Ply gekauft oder manipuliert werden. Falls die Ablage-Maschinen bereits maximal ausgelastet sind, fallen allerdings Anschaffungskosten für neue Maschinen an. Sonst folgt unweigerlich eine Kapazitätsverringerung, die vermieden werden soll.

Um eine erste Abschätzung geben zu können, wie stark sich die Produktionskosten erhöhen könnten, ist es essenziell den schon bei der Abschätzung der verlängerten Fertigungsdauer herangezogenen Zusammenhang zu beachten: Je dünner die Lagen gewählt werden, desto besser werden die Materialeigenschaften ausfallen. Dies erlaubt wiederum eine Reduktion der Bauteildicke und der Anzahl der Lagen. Ein Beispiel ausgehend von Standard-Material mit  $150 \text{ g/m}^2$  Material und Thin-Ply mit  $75 \text{ g/m}^2$  wurde bereits auf vorheriger Seite für die verlängerte Ablagedauer berechnet. Die Kosten der gesamten Bauteilproduktion ausgehend von den Daten von De Roover und Vaneghem [101] können dann zu den in Abbildung 5.4 dargestellten Anteilen neu berechnet werden:



**Abbildung 5.4:** Anteile der Gesamtkosten, die sich für verschiedene Prozesse der Fertigung einer komplexen Struktur für die Luftfahrt aus Thin-Ply ergeben können, nach [101]

Die Ablage nimmt bei Thin-Ply Verwendung einen Anteil von 26% ein. Die Gesamtkosten hingegen steigen nur um etwa 12%.

Diese Daten beruhen auf Annahmen sowie Vereinfachungen und müssen zunächst validiert sowie auf Thin-Ply Materialien mit unterschiedlichen Flächengewichten ausgeweitet werden. Langfristiges Ziel sollte dann ein Diagramm sein, in dem die Steigerung der Fertigungskosten sowie die mögliche Gewichtsersparnis durch den Thin-Ply Einsatz gegenüber der Lagendicke aufgetragen wird. Dann kann für Anwendungen das ideale Verhältnis von Kosten und Nutzen in Abhängigkeit der Lagendicke bestimmt werden. Zur endgültigen Beurteilung der Kosten und des Nutzens in Form der Gewichtsersparnis kann auch eine Pareto-Optimierung [102] herangezogen werden.

In Tabelle 5.1 sind beispielhafte Berechnungen der Massen- und Treibstoffkosten-Einsparungen durch den Einsatz von Thin-Ply am Airbus A220-300 sowie am Airbus A350-900 aufgelistet:

**Tabelle 5.1:** Potentielle Massen- und Treibstoffersparnis durch Thin-Ply Einsatz in modernen Verkehrsflugzeugen

	A220-300	A350-900
MEW (Flugzeug-Leergewicht)	37,2 t [103]	115,7 t [104]
FVK Gewichtsanteil	46% [105]	53% [1]
FVK Masse	17,1 t	61,3 t
Thin-Ply Anteil bei FVK	10%	10%
Einsparung durch Thin-Ply	15%	15%
FVK Masse mit Thin-Ply	16,8 t	60,4 t
MEW mit Thin-Ply	36,9 t	114,8 t
Gewichtersparnis durch Thin-Ply	0,3 t	0,9 t
	0,8%	0,8%
Treibstoffkosten-Ersparnis durch Thin-Ply	0,6 Mio. € [106]	1,8 Mio. € [106]

Die Leermasse der Flugzeuge (*engl.* „Manufacturer’s empty weight“, MEW), sowie deren Gewichtsanteil an Faserverbundkunststoffen wird der Literatur entnommen und erlaubt die Berechnung der Masse an Faserverbundkunststoffen. Der Thin-Ply Anteil bei Faserverbundkunststoffen stellt hier ein reines Beispiel dar und geht nicht mit einer Erhöhung der Materialkosten einher. Die Gewichtseinsparung durch den Thin-Ply Einsatz wird nach Erkenntnissen von Lovejoy et al. [56] zu 15% angenommen. Damit lässt sich weiterhin die Masse an Faserverbundkunststoffen und das neue MEW mit Thin-Ply Einsatz berechnen. Schlussendlich kann die absolute und prozentuale Gewichtsersparnis durch die Verwendung von Thin-Ply errechnet werden. Die Berechnungen der untersten Zeile entstammen der Näherung von Kaufmann [106]. Die Einsparungen bei den Treibstoffkosten sind dabei auf die Lebensdauer eines Flugzeugs bezogen. Alternativ können Airlines die gleiche Masse, welche durch Thin-Ply eingespart wird, mit zahlender Nutzlast transportieren und so Mehreinnahmen generieren. Diese Tabelle soll nur erste Anhaltspunkte geben, welche Einspar-Summen OEMs und Airlines erwarten können. Da an mehreren Stellen literaturbasierte Annahmen und Vereinfachungen vorgenommen wurden, müssen diese Vermutungen noch validiert werden.

### 5.1.3 Ergebnisse

#### SWOT-Analyse

Das Gesamtergebnis soll in Form einer SWOT-Analyse festgehalten werden, welche in Abbildung 5.5 dargestellt ist. Diese umfasst die Stärken (*engl.* „Strengths“), Schwächen (*engl.* „Weaknesses“), Chancen (*engl.* „Opportunities“) und Risiken (*engl.* „Threats“) der automatisierten Thin-Ply Ablage.



Abbildung 5.5: SWOT-Analyse zur automatisierten Fertigung mit Thin-Ply

#### Handlungsempfehlungen und Schlussfolgerungen

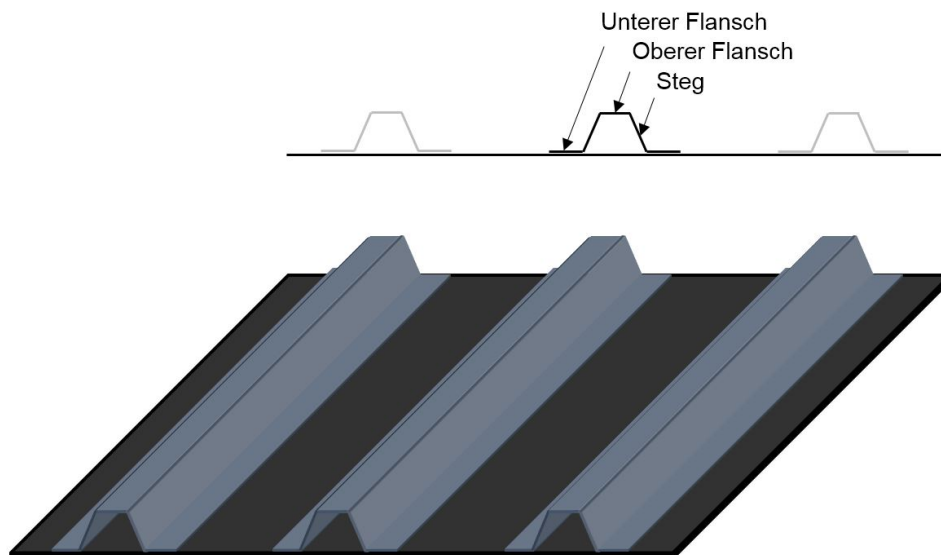
Der automatisierte Ablege-Prozess von Thin-Ply Prepreg mit ATL oder AFP sollte zunächst noch weiter ausreifen, um Prozess-Sicherheit zu erreichen und die hohen Qualitätsstandards der Luft- und Raumfahrtbranche erfüllen zu können. Anwendungspotenzial für besondere Komponenten ist durchaus auszumachen. Dies können etwa hochbelastete Bauteile bei nur



geringem Bauraum oder Bauteile geringer Dicke darstellen, die bei Erfüllung sämtlicher Design-Regeln auch noch deutlich dünner ausgeführt werden können. Ein flächendeckendes Ersetzen von herkömmlichem Kohlefasermaterial durch Thin-Ply Prepreg ist trotz automatisierter Fertigungsmöglichkeiten als unwahrscheinlich anzusehen. Dies hätte zwar einen technischen aber keinen ausreichenden wirtschaftlichen Nutzen für Anwender der Technologie. Entscheidend ist zunächst die zufriedenstellende Qualität, danach ist davon auszugehen, dass der Nutzen die Kosten übersteigt, solange die Verwendung gezielt gewählt wird.

## 5.2 Fertigungskonzept Omega-Stringer

Stringer können verschiedene Querschnitte einnehmen. H oder I, J, T sowie Omega ( $\Omega$ ) sind die verbreitetsten Querschnitt-Geometrien. Im Airbus A350 oder in der Boeing 787 werden Omega-Stringer aus CFK verwendet [107]. Sie sind etwa mit der Rumpfhaut verbunden und tragen die Lasten in Längsrichtung. Zusätzlich verleihen sie dem jeweiligen Bauteil eine erhöhte Biegesteifigkeit. Abbildung 5.6 zeigt vereinfacht ein Omega-Stringer versteiftes Panel, sowie den Querschnitt eines Omega-Stringers mitsamt Einteilung und Beschriftung. Stringer sind sehr dünn, wodurch ein hohes Potenzial für eine Gewichtsreduktion durch den Thin-Ply Einsatz entsteht. Denn so kann der Stringer noch dünner ausgeführt und der Lagenaufbau noch freier gestaltet werden, obwohl dieser gleichzeitig alle Design-Anforderungen erfüllt. Durch den Einsatz von Thin-Ply Ausgangsmaterialien ändern sich die grundsätzlichen Prozesse zur Stringer-Fertigung nicht. Lediglich mehr Lagen müssen dann verwendet werden. Deshalb ist auch eine automatisierte Fertigung sinnvoll. Zu dem durch mehrere dünnere Lagen eventuell veränderten Drapierverhalten wurden keine Informationen ausgemacht.



**Abbildung 5.6:** Omega-Stringer auf einem Panel isometrisch und im Querschnitt dargestellt

Da Stringer aus Faserverbundmaterialien schon breite Verwendung finden, haben sich verschiedene Fertigungsmethoden am Markt etabliert. Diese können etwa wie in Tabelle 5.2 dargestellt aufgeteilt werden:

Tabelle 5.2: Einteilung der Fertigungsmethoden für Stringer nach Redondo [108]

	Abschnittsweise	Kontinuierlich
Einzellagen	Layup von Hand, AFP	-
Ganze Dicke	RTM, Press-Formen / Warmformverfahren	Continuous-RTM, Pultrusion, A+ Glide-Formen [108]

### 5.2.1 Bisherige Stringer-Fertigung

Die Fertigung der Omega-Stringer für Versuche am DLR (siehe Unterabschnitt 2.6.2) erfolgte in vier Schritten und umständlich per Handablage:

Zuerst wurden stets 3 Lagen des Thin-Ply Prepregs zurechtgeschnitten. Dann wurden diese aufeinander abgelegt und evakuiert um eine Fixierung zu erzielen. Solch ein Paket wurde anschließend auf der positiven Stringer-Form platziert. Nach drei solcher Pakete, also insgesamt 9 Lagen, wurde ein Zwischenvakuum direkt auf der Stringer-Form gezogen. Nachdem alle 27 Lagen (1,14 mm Bauteildicke) platziert wurden, konnte der Aufbau endgültig evakuiert und mit einer Druckplatte (hier mit negativer Form) versehen in den Autoklav transferiert werden. Der Lagenaufbau ist quasi-isotrop, bei den Standard-Stringern der Form  $[45/-45/0_2/90]_s$  und bei den Thin-Ply Stringern entsprechend  $[45/-45/0_2/90]_{3s}$ .

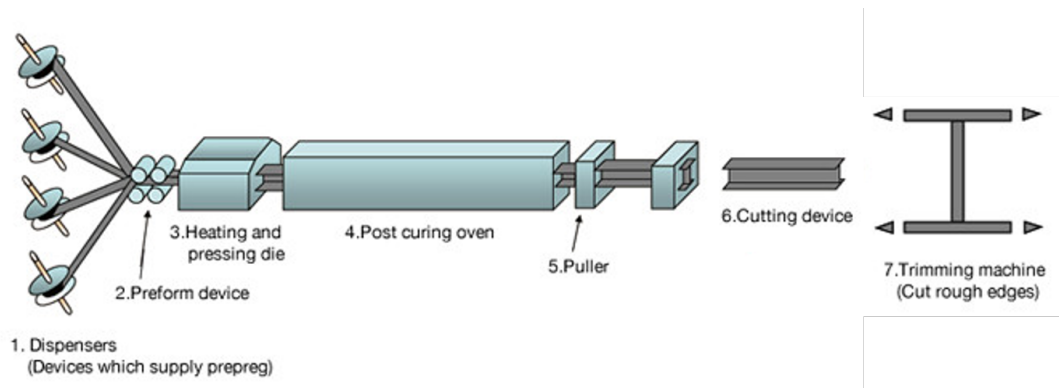
Die Intention ist deshalb den Prozess mit möglichst hohem Automatisierungsgrad zu industrialisieren. Ansatzpunkte bieten hier die bisher vollständige Handarbeit und der diskontinuierliche Formprozess. Im Rahmen des hier vorzustellenden Konzeptes soll der Fokus nur auf Fertigungsverfahren gelegt werden, bei denen gleich die ganze Dicke, sowohl abschnittsweise als auch kontinuierlich, produziert wird. Zudem ist eine Beschränkung auf duroplastische Materialien vorgesehen. Bei Thermoplasten werden mit der Out-of-Autoclave Fertigung oder dem Induktionsschweißen ganz neue Verarbeitungsmöglichkeiten offenbart.

### 5.2.2 Fertigungsoptimierungen

Entscheidend für die Fertigung von Omega-Stringern ist die richtige Fertigungsmethode, wie sie bereits in Tabelle 5.2 aufgezeigt wurden. Ergänzend kann die automatisierte Material-Ablage zur Vorbereitung vorgenommen werden.

Ein sehr fortschrittliches aber bei Faserverbundkunststoffen noch recht neuartiges Formgebungsverfahren ist die Pultrusion. Dies ist eine quasi-kontinuierliche Fertigungsmethode, welche sowohl bei Trockenfasern als auch bei Prepreg verwendet werden kann. Hier soll das Verfahren für Prepreg, insbesondere Thin-Ply Prepreg, untersucht werden. Mehrere Prepreg-Lagen von verschiedenen Material-Rollen werden überlagert und durch Walzen zu Vorformlingen mit dem gewünschten Querschnitt geformt. Dadurch ist eine Zwischenkonsolidierung (*engl.* „Debulking“) nicht nötig [109]. Die Profile durchlaufen anschließend eine Heiz- und Pressform, wobei sie nach und nach aushärten. Die vollständige Aushärtung erfolgt in einem Nachhärteofen. Die so verfestigten Profile werden periodisch von einer Fördereinheit gezogen und ausgegeben. Abschließend können die Profile von einer Schneidevorrichtung in bestimmte Längen geschnitten werden, bevor grobe Kanten entgratet oder die unteren Flansche besäumt werden.

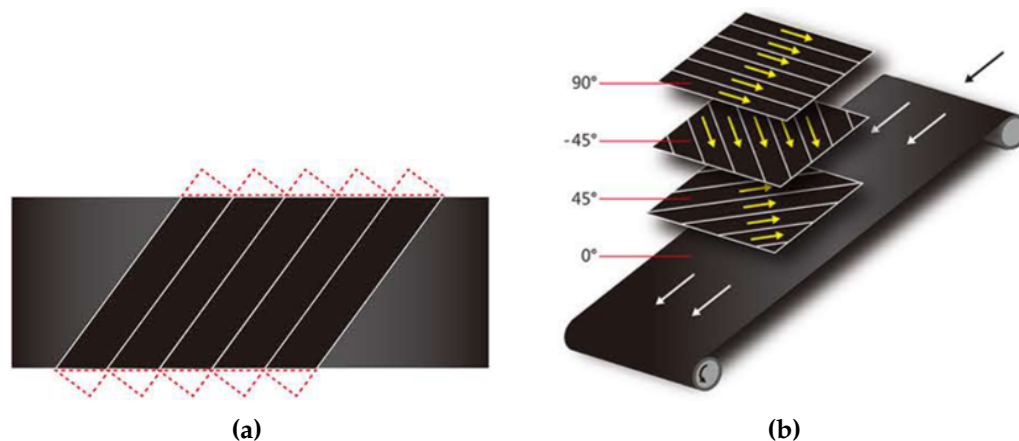
Beispielhaft sei für solch eine Fertigung die „Advanced Pultrusion“ (ADP) des Unternehmens „JAMCO“ (Fa. „JAMCO Corporation“, Tachikawa, Japan) [110] genannt, wie sie in Abbildung 5.7 dargestellt ist.



**Abbildung 5.7:** Stringer-Fertigung mittels Pultrusion, hier H/I-Stringer nach [110]

Insbesondere bei Verwendung von Thin-Ply Prepreg wird festgestellt, dass für einen nur 1 mm dünnen Stringer zwischen 10 und 50 Prepreg-Rollen (je nach Lagendicke) vorbereitet werden müssen. Um diesen Aufwand zu reduzieren sollen anstatt einzelner Lagen gleich mehrere auf einer Rolle vorliegen. Dafür ist eine spezielle Vorbereitung nötig.

Eine Maschine die dies ermöglicht ist das „TAL-MUD Multi-axial UD Auto Lay-up System“ des Unternehmens „Tsudakoma“ (Fa. „Tsudakoma Corporation“, Kanazawa, Japan) [111]. Gemäß Internetauftritt [111] und der Produktbroschüre [112] ermöglicht diese spezielle ATL-Maschine die Ablage von Prepreg auf einem eigenen Tisch, der mit Backing-Papier bestückt wird. Das Backing-Papier kann nach der Ablage zusammen mit dem Prepreg wieder aufgerollt werden. Der Schneidevorgang ist materialsparend, da er auch diagonal erfolgen kann, wie in Abbildung 5.8 (a) zu sehen ist. Entscheidend ist jedoch die Möglichkeit, mehrlagige Tape-Bahnen mit multiaxialen Faserorientierungen (hier auch als „Pre-Stacks“ bezeichnet) übereinander abzulegen und aufzurollen, wie dies in Abbildung 5.8 (b) dargestellt ist. Damit könnte etwa direkt ein quasi-isotropes Laminat abgelegt und aufgerollt werden. Für die Pultrusion wird die Anzahl der benötigten Materialrollen dadurch von vier auf eine verringert. Insbesondere bei der Verwendung von Thin-Ply wird die Komplexität dadurch massiv reduziert. Zudem ist fraglich, ob die für einen quasi-itropen Aufbau, sollte dieser zum Einsatz kommen, benötigte 90°-Lage einzeln auf einer Rolle in guter Qualität auf- und abgerollt werden kann. Bei der vorgeschlagenen Stapelung in Pre-Stacks könnte die 90°-Lage etwa stets zwischen Lagen anderer Orientierungen eingebettet werden. Durch die unterschiedlichen Faserorientierungen ist zudem zu erwarten, dass die Pre-Stacks leichter zu handhaben sind als einzelne Prepreg-Rollen.



**Abbildung 5.8:** Verschnittarme Ablage (a) und Stapelung multiaxialer Prepregs für ein Wiederaufrollen (b) [112]

Wünschenswert ist eine integrierte Schneideeinheit, so dass mehrere Bahnen für mehrere Rollen beziehungsweise Stringer nebeneinander abgelegt werden können, was die Produktivität erhöht und den Verschnitt reduziert.

Ein vorbereitetes Pre-Stack aus 4 Lagen des Thin-Ply Prepregs, welches im Rahmen dieser Arbeit verwendet wurde, kann demzufolge mit nur einer Ablage ein quasi-isotropes Laminat mit einem Flächengewicht von etwa  $300 \text{ g/m}^2$  bieten. Auch wenn mit diesen Pre-Stacks nicht direkt die ganze Dicke in nur einem Schritt abgelegt werden kann, so ist dennoch die gleichzeitige Ablage mehrerer Lagen möglich.

Die Verwendung der aufgerollten Pre-Stacks für die Advanced Pultrusion bietet einige Vorteile, die in Unterabschnitt 5.2.3, auch anhand von Beispielen, erläutert werden.

### 5.2.3 Vorteile des Fertigungskonzepts

Ein ähnliches Konzept wie das zuvor präsentierte findet bei der Fertigung der Omega-Stringer für den Airbus A350 Verwendung, allerdings fehlt dort die integrierte Aushärtung [109]. Dort wird auch erwähnt, dass bei der Prepreg-Stapelung gewöhnlicherweise bis zu 3 Lagen unterschiedlicher Orientierung überlagert werden. Bei der TAL-MUD Maschine wird solch eine Angabe leider nicht gemacht. Deshalb werden Grundsatzüberlegungen zu dem erarbeiteten Konzept mit der genannten Vergleichs-Angabe gemacht. Ausgehend von einem Standardmaterial mit Flächengewicht von  $150 \text{ g/m}^2$  ergeben sich bei Verwendung von Thin-Ply Prepreg für die gleiche Bauteildicke 1,5- bis 7,5-mal so viele Lagen. Exemplarisch wird hier mit 3-mal so vielen Lagen gerechnet, wie es auch in Unterabschnitt 2.6.2 der Fall war. Deshalb können demnach bei einem Thin-Ply Pre-Stack voraussichtlich 9 Lagen auf einer Materialrolle vorbereitet werden.

Der bisherige Lagenaufbau des Standard-Stringers lautet ausführlich:

$[45/ - 45/0/0/90/0/0/ - 45/45]$

Der bisherige Lagenaufbau des Thin-Ply Stringers lautet ausführlich:

$[(45/ - 45/0/0/90/0/0/ - 45/45)_3]$

Durch eine Stapelung in Form der Pre-Stacks mit 3 Lagen kann beim Standard-Stringer der gleiche Lagenaufbau aus nur 3 Material-Rollen (anstatt 9) generiert werden, wie farblich gekennzeichnet ist:

$[45/ - 45/0/0/90/0/0/ - 45/45]$

Die äußeren Pre-Stacks sind dabei spiegelsymmetrisch zueinander. Die Abrollrichtung der Materialrollen kann zwar geändert werden (durch Drehen der Materialrolle um  $180^\circ$  entlang der Achse, welcher der  $0^\circ$ -Orientierung der Fasern entspricht), dadurch ändern allerdings auch die diagonalen Lagen ihr Vorzeichen (so wird eine  $+45^\circ$ -Lage zur  $-45^\circ$ -Lage und umgekehrt). Deshalb sind die äußeren Pre-Stacks nicht geometrisch ineinander überführbar und müssen einzeln abgelegt werden.

Durch eine Stapelungen in Form der Pre-Stacks mit 9 Lagen kann beim Thin-Ply Stringer der gleiche Lagenaufbau ebenfalls aus nur 3 Material-Rollen (anstatt 27) generiert werden:

$[(45/ - 45/0/0/90/0/0/ - 45/45)_3]$

Alle 3 Pre-Stacks sind dabei identisch aufgebaut und enthalten ein Unterpaket des gesamten Lagenaufbaus.

Eine graphische Darstellung des erläuterten Beispiels ist in Unterabschnitt A.6.2 zu finden.

*Anmerkung zum Lagenaufbau:* Dieser Lagenaufbau wurde für die bisherigen Stringer aus Thin-Ply Prepreg verwendet. Der Lagenaufbau ist nicht für ausschließlich Thin-Ply optimiert, so sind einige doppelte Lagen direkt übereinander vorhanden. Exemplarisch wird daher das gleiche Schema auch anhand des QI-Lagenaufbaus aus Unterabschnitt 3.2.1 ausgeführt. Auch wenn dieser für reale Stringer vermutlich nicht den optimalen Lagenaufbau bietet, so ist dessen Betrachtung als weiteres Beispiel durchaus hilfreich.

Der QI-Aufbau beim Standard-Stringer lautet:

$[45/0/ - 45/90]_5$  oder ausführlich:  $[45/0/ - 45/90/ - 45/0/45]$

Der QI-Aufbau beim Thin-Ply Stringer lautet:

$[45/0/ - 45/90]_{3s}$  oder ausführlich:  $[(45/0/ - 45/90/ - 45/0/45)_3]$

Durch eine Stapelung in Form der Pre-Stacks mit 2-3 Lagen kann beim Standard-Stringer der gleiche Lagenaufbau aus nur 3 Material-Rollen (anstatt 7) generiert werden, wie farblich gekennzeichnet ist:

$[45/0/ - 45/90/ - 45/0/45]$

Die äußeren Pre-Stacks sind dabei erneut spiegelsymmetrisch zueinander aber nicht geometrisch ineinander überführbar und müssen einzeln abgelegt werden.

Durch eine Stapelungen in Form der Pre-Stacks mit 7 Lagen kann beim Thin-Ply Stringer der gleiche Lagenaufbau ebenfalls aus nur 3 Material-Rollen (anstatt 21) generiert werden:

$[(45/0/ - 45/90/ - 45/0/45)_3]$

Alle 3 Pre-Stacks sind dabei identisch aufgebaut und enthalten ein Unterpaket des gesamten Lagenaufbaus.

Zu bewerkstelligen ist allerdings auch eine Designfreiheit der Bauteilgeometrie, denn Designveränderungen sind bei Stringern essentiell. Häufig sind unterschiedlich geformte untere Flansche für die Verbindung, etwa mit der Rumpfschale, vorzufinden. Durch breitere Tapes, beziehungsweise Pre-Stacks, können bei unverändertem oberem Flansch die unteren Flansche vergrößert werden. Bei der anschließenden Besäumung können hier auch individuelle Einschnitte und Aussparungen ermöglicht werden. Geometrie-Änderungen am unteren Flansch, sowie Anpassungen des Lagenaufbaus und der Stringer-Dicke können sogar während der Pultrusion, also ohne Maschinen-Stillstand, durchgeführt werden. Nach Umrüstung im Maschinen-Stillstand ist durch Auswechseln der formgebenden Walzen auch die Produktion einer komplett geänderten (Omega-) Geometrie möglich.

Die so gefertigten Stringer können per Co-Bonding oder mittels Secondary Bonding mit einem Panel verbunden werden.

Das vorgeschlagene Fertigungskonzept stellt dar, wie aus UD-Prepreg-Rollen als Ausgangsmaterial effizient ein Stringer gefertigt werden kann, insbesondere bei der Verwendung von Thin-Ply. Es basiert auf der Verwendung der Advanced Pultrusion Technologie von JAMCO und der vorherigen Vorbereitung von Pre-Stacks mit der TAL-MUD Maschine von TSUDAKOMA. Letztere bietet die Möglichkeit Prepreg verschnittarm in vorgegebenen Orientierungen als Pre-Stacks abzulegen und wieder aufzurollen. So können die  $\pm 45^\circ$ - und  $90^\circ$ -Lagen direkt in ein multiaxiales Laminat eingebunden werden. Das Verwenden dieser Pre-Stacks reduziert die Anzahl der Material-Rollen erheblich und sorgt dadurch für eine geringere Fehleranfälligkeit. Per ADP wird der Stringer anschließend quasi-kontinuierlich gefertigt.

Es kann somit festgehalten werden, dass durch Verwendung der Pre-Stacks zwar ein zusätzlicher Prozess-Schritt notwendig ist, welcher allerdings die Komplexität in der Pultrusion reduziert sowie die Verwendung flexibler Lagenaufbauten überhaupt erst ermöglicht. Durch den Thin-Ply Einsatz lassen sich voraussichtlich mehr Lagen stapeln, so dass dort schlussendlich, abgesehen von der längeren Ablagedauer der Pre-Stacks, kein Mehraufwand zu erwarten ist. Da in den jeweils betrachteten Beispielen mit Thin-Ply die Pre-Stacks eines Stringers stets den gleichen Lagenaufbau besitzen, ist die Anwendung damit gar noch unkomplizierter. Bedeutsamer Vorteil dieses Fertigungskonzeptes ist zudem der massiv reduzierte manuelle Arbeitsaufwand. Eine Qualitätsverbesserung in Form der Fertigungsgenauigkeit und Wiederholbarkeit ist zu erwarten. Bei der Ablage der Pre-Stacks wird ein deutlich reduzierter Verschnitt und damit Materialverbrauch erzielt. Eine Alternative zu dem hier vorgestellten Konzept stellt die Fertigung aus NCF (etwa C-Ply), anstatt von Tape, dar. Damit ist ebenfalls die Verarbeitung von vorgestapelten Lagen möglich.



## 6 Zusammenfassung und Ausblick

Thin-Ply Materialien bieten gegenüber herkömmlichen Faserverbundwerkstoffen aufgrund ihrer reduzierten Lagendicke zusätzliche Designfreiheiten und erlauben flexiblere Lagenaufbauten. Die Laminathomogenisierung führt zusammen mit dem In-Situ Effekt zu besseren mechanischen Eigenschaften wie den spezifischen Festigkeiten, der Schadenstoleranz und dem Fatigue-Verhalten. Darüber hinaus wird der Beginn der Schadensentwicklung zu höheren Belastungen verschoben und eine geringe Kennwert-Streuung erreicht. Die Verwendung von Thin-Ply Materialien im Bereich der Luft- und Raumfahrt kann somit für erhebliche Gewichtseinsparungen sorgen.

Um die Thin-Ply Materialeigenschaften zu untersuchen, wurde ein Probendesign für Zug- und Druckversuche, sowohl gekerbt als auch ungekerbt, erstellt. Neben der Versagenslast sollen damit die vielversprechenden Verbesserungen des verzögerten Erstschichtversagens und der geringeren Kennwert-Streuung analysiert werden. Für die Panels zur Probenfertigung wurde ein für Thin-Ply Materialien vorteilhafter Lagenaufbau gewählt. Bei der manuellen Ablage wurde festgestellt, dass der Tack zwischen den Lagen gering ist. Dieser konnte allerdings mit einem Bügeleisen gleichmäßig hergestellt werden. Mithilfe von regelmäßigem Anlegen eines Zwischenvakuums konnte eine gute Ablagequalität erzielt werden. Ob und in welchem Ausmaß die zu untersuchenden Eigenschaften für die Auslegung und Zertifizierung von Thin-Ply Komponenten verwendet werden können, sollte Bestandteil zukünftiger Untersuchungen sein.

Im Hauptteil dieser Arbeit wurden Versuche zu den Auswirkungen verschiedener Prozessparameter bei der Ablage von Thin-Ply Prepreg per Automated Fiber Placement (AFP) auf die Ablagequalität durchgeführt. Das verwendete Prepreg besitzt eine Dicke von nur 50  $\mu\text{m}$  und eine Tape-Breite von 6,35 mm (1/4 "). Als einflussreich wurden beim AFP-Prozess vor allem die Ablegegeschwindigkeit, der Klemm- und Anpressdruck sowie die Ablagetemperatur in Abhängigkeit der Heizleistung identifiziert. Unter Einsatz des Endeffektors vom Typ „STAXX Flex“ als Teil der GroFi-Anlage am DLR Standort Stade wurde erstmals mit dieser Infrastruktur erfolgreich Thin-Ply per AFP abgelegt.

Basierend auf den Ergebnissen dieser Versuche wird empfohlen, die Ablage bei Verwendung des spezifizierten Prepregs per AFP mit einer Geschwindigkeit von 7,5-10 m/min durchzuführen, wobei aus Gründen der Produktivität der Maximalwert zu wählen ist, bei dem noch keine Defekte auftreten. Der Anpressdruck von bis zu 4,5 bar ist für ausreichenden Tack notwendig und hatte hier den bedeutsamen Nebeneffekt, dass die Anpressrolle des Endeffektors leicht verschoben wurde und so den Spalt zwischen Tow-Fingern und der Rolle öffnete. Dies führte bei dem untersuchten Thin-Ply Slit Tape zu einer gleichmäßigeren Materialförderung und schließlich zu weniger fehlenden Tows. Bei Arbeiten mit einer Heizmatte als Untergrund konnte eine Temperatur von 40 °C als geeignet identifiziert werden, um ausreichenden Tack zu erzielen. Erstmals konnte allerdings auch mit dem im Endeffektor integrierten Heizstrahler gearbeitet werden. Die Regelung dessen Leistung erfolgte über die Offline-Programmierung, so dass am Werkzeug der erforderliche Tack erzielt werden konnte.

Eine systematische Auflistung der Ablage-Defekte zeigt, dass die teils ungleichmäßige Materialförderung, etwa durch gerissene Tows, und der oftmals nicht ausreichend vorhandene

Tack die größten Schwierigkeiten bei der automatisierte Ablage bereiteten. Im Versuchsmaßstab konnten mit den optimierten Parametern letztlich mehrere Lagen des Thin-Ply Prepregs reproduzierbar ohne Qualitätsmängel übereinander abgelegt werden. Bei Versuchen an einem Demonstratorbauteil, dem Manhole-Panel, traten die gleichen Probleme trotz der optimierten Parameter verstärkt auf. Auch hier konnte die Ablagequalität allerdings deutlich gesteigert werden. Die Verwendung eines Druckminderers und einer ausreichend dicken Trennfolie, auf welcher abgelegt wird, stellten dabei die bedeutsamsten Optimierungen für eine gleichmäßigere Förderung und einen höheren Tack dar. Es konnte im Versuchszeitraum jedoch nicht das Qualitätsniveau einer nahezu fehlerfreien Ablage erreicht werden.

Die vorgenommene Machbarkeitsstudie zur automatisierten Ablage von Thin-Ply führt, auch anhand der Erkenntnisse der vorherigen Ablageversuche, zu dem Ergebnis, dass das Material in Kombination mit einer automatisierten Fertigung ein großes Potenzial besitzt. Die Lagendicke kann dabei für ein optimales Kosten-Nutzen-Verhältnis der jeweiligen Anwendung angepasst werden. Auch Hybridlamine, welche etwa dünne und dicke Lagen kombinieren, zeigen schon deutliche Einsparmöglichkeiten. Ein hoher Automatisierungsgrad und bereits etablierte Prozesse sollten dafür sorgen, dass die Fertigung nicht den Zeit- und Kostenrahmen sprengt. Kombiniert mit der Verwendung von Thin-Ply kann das Potenzial von Faserverbundkunststoffen damit insgesamt besser genutzt werden. Als erforderliche Rahmenbedingung muss der automatisierten Fertigung eine weitere Optimierung der Ablagequalität, insbesondere bei Anwendung von AFP, vorausgehen.

Es wurde zudem ein industrielles Fertigungskonzept für Omega-Stringer, etwa aus Thin-Ply Prepreg, erarbeitet. Dieses basiert auf zwei Schritten: Der Ablage von Prepreg unterschiedlicher Orientierung inklusive dem anschließenden Wiederaurollen, sowie dem Formen der Stringer per Pultrusion. Erwartungsgemäß ist diese Kombination auch für herkömmliche Materialien geeignet, bietet aber bei Thin-Ply mit den unter Umständen aufwendigen Lagenaufbauten den größten Nutzen, da der zeitaufwändige Prozess der Material-Ablage von der eigentlichen Fertigung separiert und deren Komplexität gleichzeitig reduziert wird.

Mit den Resultaten dieser Arbeit kann die Verwendung noch leistungsfähigerer Faserverbundwerkstoffe vorbereitet werden. Zukünftige Studien sollten, zusätzlich zu den bisher primär visuellen Prüfungen, erweiterte Versuche und Probenfertigungen einschließen, um den Einfluss verschiedener AFP Prozess-Parameter und möglicher Defekte auf die mechanischen Eigenschaften von Thin-Ply Laminaten zu untersuchen. Darüber hinaus ist ein Vergleich verschiedener Flächengewichte von Interesse. So kann etwa bestimmt werden, bei welchem Flächengewicht die Förderprobleme nachlassen. Genauso kann breiteres Slit Tape auf den gleichen Sachverhalt hin untersucht werden; die beschriebenen Defekte wurden beim Einsatz deutlich breiterer Tapes bislang nicht festgestellt.

Des Weiteren können unterschiedliche Harzsysteme, längerfristig etwa auch thermoplastische, und Fasertypen aus denen das Prepreg zusammensetzt ist, untersucht werden. Sie bieten neben veränderten mechanischen, entsprechend auch andere Verarbeitungseigenschaften. Da bei der Ablage oftmals Tack-Probleme beobachtet wurden, sollte auch der Einfluss des Prepreg-Zustands eingehend untersucht werden.

Die Fertigung und Untersuchung der bereits erwähnten Hybridlamine als mögliche Lösung für den reduzierten Produktionsaufwand bietet ein eigenständiges und vielfältiges Forschungsgebiet. Denkbar sind auch verbesserte Steering-Eigenschaften von Thin-Ply Tows; somit könnten Bauteile gestaltet werden, welche den zu erwartenden Lasten optimal angepasst sind.

# Literaturverzeichnis

1. WIEDEMANN, Martin. CFK - Status der Anwendung und Produktionstechnik im Flugzeugbau. In: *Faszination Karosserie* [online]. 2009 [besucht am 22. April 2020]. Abgerufen unter: <https://elib.dlr.de/61319/>.
2. CAUQUIL, Olivier. *3rd Generation of Composite Materials for Airframe: World Materials Forum* [Workshop on Composites] [online]. 2015 [besucht am 22. April 2020]. Abgerufen unter: <https://worldmaterialsforum.com/files/downloads/3-Composites.pdf>.
3. SMITH, Wayne; AMACHER, Robin; CUGNONI, Joël; BOTSIS, John; DRANSFELD, Clemens. Thin ply effects in carbon composites – A design methodology. In: *Swiss Plastics Cluster – May 2016* [online]. 2016 [besucht am 22. April 2020]. Abgerufen unter: [http://conferences.innosquare.com/fileadmin/user\\_upload/Conferences/JT/JT2016/PRESENTATIONS/SMITH\\_20160506\\_NTPT\\_SwissPlasticsCluster\\_final.pdf](http://conferences.innosquare.com/fileadmin/user_upload/Conferences/JT/JT2016/PRESENTATIONS/SMITH_20160506_NTPT_SwissPlasticsCluster_final.pdf).
4. FUKUI PREFECTURE. *Thin ply laminates*. Hrsg. von TSAI, Stephen W.; KAWABE, Kazumasa. United States Patent US 20060093802 A1. 2005-09-23.
5. INSIDE COMPOSITES. *Interview with James Austin, CEO, North Thin Ply Technology* [online]. 2017 [besucht am 11. Januar 2020]. Abgerufen unter: <https://www.insidecomposites.com/interview-with-james-austin-ceo-north-thin-ply-technology/>.
6. SAITO, Hiroshi; MORITA, Mitsuhiro; KAWABE, Kazumasa; KANESAKI, Manato; TAKEUCHI, Hiroki; TANAKA, Mototsugu; KIMPARA, Isao. Effect of ply-thickness on impact damage morphology in CFRP laminates. *Journal of Reinforced Plastics and Composites*. 2011, Jg. 30, Nr. 13, S. 1097–1106. Abgerufen unter DOI: 10.1177/0731684411416532.
7. PARVIZI, A.; GARRETT, K. W.; BAILEY, J. E. Constrained cracking in glass fibre-reinforced epoxy cross-ply laminates. *Journal of Materials Science*. 1978, Jg. 13, Nr. 1, S. 195–201. Abgerufen unter DOI: 10.1007/bf00739291.
8. CROSSMAN, Frank; WANG, Albert. The Dependence of Transverse Cracking and Delamination on Ply Thickness in Graphite/Epoxy Laminates. In: *Damage in Composite Materials: Basic Mechanisms, Accumulation, Tolerance, and Characterization*. ASTM International, 1982, S. 118–118–22. Abgerufen unter DOI: 10.1520/stp34324s.
9. KAWABE, Kazumasa; TOMODA, Shegeru; MATSUO, Tatsuki. A pneumatic process for spreading reinforcing fiber tow. *Evolving Technologies for the Competitive Edge*. 1997, Jg. 42, S. 65–76.

10. SASAYAMA, Hideki; KAWABE, Kazumasa; TOMODA, Shigeru; OHSAWA, Isamu; KAGEYAMA, Kazuro; OGATA, Nobuo. Effect of Lamina Thickness on First Ply Failure in Multidirectionally Laminated Composites [übersetzt, Original-Text auf Japanisch]. *Journal of the Japan Society for Composite Materials*. 2004, Jg. 30, Nr. 4, S. 142–148. Abgerufen unter DOI: 10.6089/jscm.30.142.
11. FUKUI PREFECTURE. *Thin ply laminates*. Hrsg. von TSAI, Stephen W.; KAWABE, Kazumasa. European Patent Office EP 1793989 B1. 2005-09-23.
12. JACKSON, Justin R.; VICKERS, John J.; FIKES, John C. Composite Cryotank Technologies and Development 2.4 and 5.5M out of Autoclave Tank Test Results. In: *CAMX, The Composites and Advanced Materials EXPO, 2015* [online]. Arlington: American Composites Manufacturers Association (ACMA), 2015, S. 1–8 [besucht am 22. April 2020]. ISBN 978-1-934551-20-2. Abgerufen unter: <https://ntrl.ntis.gov/NTRL/dashboard/searchResults/titleDetail/N150021410.xhtml>.
13. MCCARVILLE, Douglas A.; GHOSE, Sayata; GUZMAN, J. Carlos; JOHNSON, Brice; PELHAM, Larry. Overview of the NASA 5.5 m composite cryotank technology development program. In: *SAMPE, International SAMPE Symposium and Exhibition, 2014*. Covina: Society for the Advancement of Material und Process Engineering (SAMPE), 2014, S. 1–13. ISBN 978-1-934551-16-5.
14. GIZIK, Daniel; HAGEDORN, Lorenz; METZNER, Christian; WEIMER, Christian. First Approach to a Modular Qualification Strategy for Thin-Ply Composites in Aerospace Applications. In: *SEICO 14* [online]. 2014 [besucht am 22. April 2020]. Abgerufen unter: <https://www.nasampe.org/store/ViewProduct.aspx?id=4811739>.
15. GIZIK, Daniel; METZNER, Christian; WEIMER, Christian; MIDDENDORF, Peter. Spreading of Heavy Tow Carbon Fibers for the use in aircraft structures. In: *ECCM17 - 17th European Conference on Composite Materials*. 2016.
16. FUKUI PREFECTURE. *Multi-filament split-yarn sheet and method and device for the manufacture thereof*. Hrsg. von KAWABE, Kazumasa; TOMODA, Shigeru. United States Patent US 6032342. 1997-12-22.
17. SIHN, Sangwook; KIM, Ran Y.; KAWABE, Kazumasa; TSAI, Stephen W. Experimental studies of thin-ply laminated composites. *Composites Science and Technology*. 2007, Jg. 67, Nr. 6, S. 996–1008. Abgerufen unter DOI: 10.1016/j.compscitech.2006.06.008.
18. CAMANHO, Pedro P.; DÁVILA, Carlos G.; PINHO, Silvestre T.; IANNUCCI, Lorenzo; ROBINSON, Paul. Prediction of in situ strengths and matrix cracking in composites under transverse tension and in-plane shear. *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*. 2006, Jg. 37, Nr. 2, S. 165–176. Abgerufen unter DOI: 10.1016/j.compositesa.2005.04.023.

19. DVORAK, George J.; LAWS, Norman. Analysis of Progressive Matrix Cracking In Composite Laminates II. First Ply Failure. *Journal of Composite Materials*. 1987, Jg. 21, Nr. 4, S. 309–329. Abgerufen unter DOI: 10.1177/002199838702100402.
20. ARTEIRO, Albertino. *Structural Mechanics of Thin-Ply Laminated Composites* [online]. 2016 [besucht am 22. April 2020]. Abgerufen unter: [https://sigarra.up.pt/feup/en/pub\\_general.pub\\_view?pi\\_pub\\_base\\_id=126945](https://sigarra.up.pt/feup/en/pub_general.pub_view?pi_pub_base_id=126945). Dissertation. Faculty of Engineering of the University of Porto.
21. AMACHER, R.; CUGNONI, J.; BOTSIS, J.; SORENSEN, L.; SMITH, W.; DRANSFELD, C. Thin ply composites: Experimental characterization and modeling of size-effects. *Composites Science and Technology*. 2014, Jg. 101, S. 121–132. Abgerufen unter DOI: 10.1016/j.compscitech.2014.06.027.
22. CATALANOTTI, G. Prediction of in situ strengths in composites: Some considerations. *Composite Structures*. 2019, Jg. 207, S. 889–893. Abgerufen unter DOI: 10.1016/j.compstruct.2018.09.075.
23. ARTEIRO, Albertino; CATALANOTTI, Giuseppe; REINOSO, Jose; LINDE, Peter; CAMANHO, Pedro P. Simulation of the Mechanical Response of Thin-Ply Composites: From Computational Micro-Mechanics to Structural Analysis. *Archives of Computational Methods in Engineering*. 2018, Jg. 26, Nr. 5, S. 1445–1487. Abgerufen unter DOI: 10.1007/s11831-018-9291-2.
24. SEA INTERNATIONAL. *Composite Materials Handbook (CHM-17): Volume 1: Polymer Matrix Composites Guidelines for Characterization of Structural Materials*. SAE International, 2002. ISBN 9781591245094.
25. KAWABE, Kazumasa; SASAYAMA, Hideki; KAGEYAMA, Kazuro; OGATA, Nobuo. Effect of Ply Thickness on Compressive Properties in Multidirectionally Laminated Composites [übersetzt, Original-Text auf Japanisch]. *Journal of the Japan Society for Composite Materials*. 2008, Jg. 34, Nr. 5, S. 173–181. Abgerufen unter DOI: 10.6089/jscm.34.173.
26. TSAI, Stephen; SIHN, Sangwook; KIM, Ran. Thin Ply Composites. In: *46th AIAA /ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics and Materials Conference*. American Institute of Aeronautics und Astronautics, 2005. Abgerufen unter DOI: 10.2514/6.2005-2005.
27. YOKOZEKI, Tomohiro; AOKI, Yuichiro; OGASAWARA, Toshio. Experimental characterization of strength and damage resistance properties of thin-ply carbon fiber/toughened epoxy laminates. *Composite Structures*. 2008, Jg. 82, Nr. 3, S. 382–389. Abgerufen unter DOI: 10.1016/j.compstruct.2007.01.015.
28. MOON, Jin-Bum; KIM, Myung-Gon; KIM, Chun-Gon; BHOWMIK, Shantanu. Improvement of tensile properties of CFRP composites under LEO space environment by applying MWNTs and thin-ply. *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*. 2011, Jg. 42, Nr. 6, S. 694–701. Abgerufen unter DOI: 10.1016/j.compositesa.2011.02.011.

29. LOVEJOY, Andrew E.; SCOTTI, Stephen; MILLER, Sandi; HEIMANN, Paula; MILLER, Stephanie. Characterization of IM7/8552 Thin-ply and Hybrid Thin-ply Composites. In: *AIAA Scitech 2019 Forum*. American Institute of Aeronautics und Astronautics, 2019. Abgerufen unter DOI: 10.2514/6.2019-0773.
30. MASANIA, Kunal; GEISSBERGER, Roman; STEFANIAK, Daniel; DRANSFELD, Clemens. Steel foil reinforced composites: study of strength, plasticity and ply size effects. In: *20th International Conference on Composite Materials* [online]. 2015 [besucht am 22. April 2020]. Abgerufen unter: [https://www.researchgate.net/publication/327802071\\_STEEL\\_FOIL\\_REINFORCED\\_COMPOSITES\\_STUDY\\_OF\\_STRENGTH\\_PLASTICITY\\_AND\\_PLY\\_SIZE\\_EFFECTS](https://www.researchgate.net/publication/327802071_STEEL_FOIL_REINFORCED_COMPOSITES_STUDY_OF_STRENGTH_PLASTICITY_AND_PLY_SIZE_EFFECTS).
31. HUANG, Chunfang; HE, Mingchang; HE, Yonglyu; XIAO, Jiayu; ZHANG, Jianwei; JU, Su; JIANG, Dazhi. Investigation of Tensile Property of Thin Ply Composite Laminate with Open-Hole Assisted by Acoustic Emission Technology. In: *Advanced Functional Materials*. Springer Singapore, 2018, S. 731–740. Abgerufen unter DOI: 10.1007/978-981-13-0110-0\_81.
32. CUGNONI, J.; AMACHER, R.; KOHLER, S.; BRUNNER, J.; KRAMER, E.; DRANSFELD, C.; SMITH, W.; SCOBBIIE, K.; SORENSEN, L.; BOTSIS, J. Towards aerospace grade thin-ply composites: Effect of ply thickness, fibre, matrix and interlayer toughening on strength and damage tolerance. *Composites Science and Technology*. 2018, Jg. 168, S. 467–477. Abgerufen unter DOI: 10.1016/j.compscitech.2018.08.037.
33. KIM, Yong Han Noel; KO, Seunghyun; LAY, Wei-Siang; TIAN, Jingmeng; CHANG, Paochen; THIELK, Seiji Umeda; BANG, Hyung-Joon; YANG, Jinkyu. Effects of Shallow Biangle, Thin-Ply Laminates on Structural Performance of Composite Wings. *AIAA Journal*. 2017, Jg. 55, Nr. 6, S. 2086–2092. Abgerufen unter DOI: 10.2514/1.j055465.
34. BHUDOLIA, Somen Kumar; JOSHI, Sunil Chandrakant; BOON, Yi Di. Experimental and Microscopic Investigation on Mechanical Performance of Textile Spread-tow Thin Ply Composites. *Fibers and Polymers*. 2019, Jg. 20, Nr. 5, S. 1036–1045. Abgerufen unter DOI: 10.1007/s12221-019-1017-z.
35. YAMASHITA, Shinichiro; HIRANO, Yoshiyasu; SONEHARA, Takeo; TAKAHASHI, Jun; KAWABE, Kazumasa; MURAKAMI, Tetsuhiko. Residual mechanical properties of carbon fibre reinforced thermoplastics with thin-ply prepreg after simulated lightning strike. *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*. 2017, Jg. 101, S. 185–194. Abgerufen unter DOI: 10.1016/j.compositesa.2017.06.002.
36. NISHIKAWA, Yasuhiro; OKUBO, Kazuya; FUJII, Toru; KAWABE, Kazumasa. Fatigue crack constraint in plain-woven CFRP using newly-developed spread tows. *International Journal of Fatigue*. 2006, Jg. 28, Nr. 10, S. 1248–1253. Abgerufen unter DOI: 10.1016/j.ijfatigue.2006.02.010.

37. KÖTTER, B.; POLYAK, D.; KÖRBELIN, J.C.; FIEDLER, B. Influence of ply thickness on failure initiation, propagation and mechanical properties in CFRP laminates. *7th International Conference on Fatigue of Composites (ICFC 7)* [online]. 2018, S. 1–10 [besucht am 22. April 2020]. Abgerufen unter: [https://www.researchgate.net/publication/327051260\\_INFLUENCE\\_OF\\_PLY\\_THICKNESS\\_ON\\_FAILURE\\_INITIATION\\_PROPAGATION\\_AND\\_MECHANICAL\\_PROPERTIES\\_IN\\_CFRP\\_LAMINATES](https://www.researchgate.net/publication/327051260_INFLUENCE_OF_PLY_THICKNESS_ON_FAILURE_INITIATION_PROPAGATION_AND_MECHANICAL_PROPERTIES_IN_CFRP_LAMINATES).
38. HUANG, Chunfang; HE, Mingchang; HE, Yonglyu; XIAO, Jiayu; ZHANG, Jingzhao; JU, Su; DAZHI; XIAOFEI, Jiang. Mechanical behaviors of thin-ply composite laminates under short-beam shear and open-hole tensile-loads: Pseudo-homogeneous and isotropic behaviors. In: *ICCM21 Proceedings* [online]. 2017 [besucht am 22. April 2020]. Abgerufen unter: <https://pdfs.semanticscholar.org/940f/d5771f81f40b9908eb799e0a1a3cda63f23d.pdf>.
39. ARTEIRO, Albertino; CATALANOTTI, Giuseppe; XAVIER, Jose; CAMANHO, Pedro. Notched response of non-crimp fabric thin-ply laminates. *Composites Science and Technology*. 2013, Jg. 79, S. 97–114. Abgerufen unter DOI: 10.1016/j.compscitech.2013.02.001.
40. DOLL, Georg. *Konstruktive Gestaltung einer Lasteinleitung in Faserverbund Laminate*. 2015. Masterarbeit. DLR Institut für Bauweisen- und Strukturtechnologie.
41. SAITO, Hiroshi; TAKEUCHI, Hiroki; KIMPARA, Isao. Experimental Evaluation of the Damage Growth Restraining in 90° Layer of Thin-ply CFRP Cross-ply Laminates. *Advanced Composite Materials*. 2012, Jg. 21, Nr. 1, S. 57–66. Abgerufen unter DOI: 10.1163/156855112X629522.
42. AMACHER, Robin; SMITH, Wayne; BOTSIS, John; DRANSFELD, Clemens; CUGNONI, Joël. New design opportunities using thin-ply composites. *JEC Composites Magazine* [online]. 2015, Jg. 52, Nr. 96, S. 33–35 [besucht am 22. April 2020]. Abgerufen unter: [https://www.researchgate.net/publication/284734310\\_New\\_design\\_opportunities\\_using\\_thin-ply\\_composites](https://www.researchgate.net/publication/284734310_New_design_opportunities_using_thin-ply_composites).
43. GUILLAMET, G.; TURON, A.; COSTA, J.; RENART, J.; LINDE, P.; MAYUGO, J.A. Damage occurrence at edges of non-crimp-fabric thin-ply laminates under off-axis uniaxial loading. *Composites Science and Technology*. 2014, Jg. 98, S. 44–50. Abgerufen unter DOI: 10.1016/j.compscitech.2014.04.014.
44. DRANSFELD, Clemens; AMACHER, Robin; CUGNONI, Joël; BRUNNER, Jens; KRAMER, Erich; SMITH, Wayne; SCOBIE, Kenneth; SORENSEN, Larissa; BOTSIS, Jon. Toward aerospace grade thin-ply composites. In: *ECCM17 - 17th European Conference on Composite Materials* [online]. 2016 [besucht am 22. April 2020]. Abgerufen unter: [https://www.researchgate.net/publication/304659240\\_TOWARD\\_AEROSPACE\\_GRADE\\_THIN-PLY\\_COMPOSITES](https://www.researchgate.net/publication/304659240_TOWARD_AEROSPACE_GRADE_THIN-PLY_COMPOSITES).



45. BREUER, Ulf Paul. *Commercial Aircraft Composite Technology*. Springer International Publishing, 2016. ISBN 978-3-319-31918-6. Abgerufen unter DOI: 10.1007/978-3-319-31918-6.
46. AMACHER, R.; CUGNONI, Joël; BOTSIS, John. Thin ply composites: experimental characterization and modeling. In: *The 19th International Conference on Composite Materials (ICCM19)* [online]. 2013 [besucht am 22. April 2020]. Abgerufen unter: <https://pdfs.semanticscholar.org/3efb/28c7f919ceac9a181b83a936db7bd37e1fc0.pdf>.
47. BHUDOLIA, Somen K.; JOSHI, Sunil C.; BERT, Anthony; GOHEL, Goram R.; RAAMA, Makam. Energy Characteristics and Failure Mechanisms for Textile Spread Tow Thin Ply Thermoplastic Composites under Low-velocity Impact. *Fibers and Polymers*. 2019, Jg. 20, Nr. 8, S. 1716–1725. Abgerufen unter DOI: 10.1007/s12221-019-9295-z.
48. BHUDOLIA, Somen; PERROTEY, Pavel; JOSHI, Sunil. Optimizing Polymer Infusion Process for Thin Ply Textile Composites with Novel Matrix System. *Materials*. 2017, Jg. 10, Nr. 3, S. 293. Abgerufen unter DOI: 10.3390/ma10030293.
49. NEACSU, Valentin; FANUCCI, Jerry; BALONIS, Rick; STRONCK, John. Pultrusion and Resin Film Infusion (RFI) of bi-angle thin-ply NCF: BI-ANGLE NCF. *JEC Composites Magazine*. 2011, Jg. 48, Nr. 68, S. 59–61.
50. HURST, Andrew. *The same but (very) different: TeXtreme® is taking carbon fibre to the next level* [online]. 2016 [besucht am 22. April 2020]. Abgerufen unter: <https://www.seahorsemagazine.com/98-content/july-2016/378-the-same-but-very-different>. Technischer Bericht. Seahorse Magazine.
51. CREEMERS, Ralf J.C. Development of an analysis tool for the design of bonded composite repairs. In: *13th European Conference on Composite Materials, Stockholm* [online]. 2008 [besucht am 22. April 2020]. Abgerufen unter: <http://www.escm.eu.org/docs/eccm13/1805.pdf>.
52. KUPSKI, Julian; ZAROUCAS, Dimitrios; FREITAS, Sofia Teixeira de. Thin-ply in adhesively bonded carbon fiber reinforced polymers. *Composites Part B: Engineering*. 2020, Jg. 184, S. 107627. Abgerufen unter DOI: 10.1016/j.compositesb.2019.107627.
53. KÖTTER, Benedikt; KARSTEN, Julian; KÖRBELIN, Johann; FIEDLER, Bodo. CFRP Thin-Ply Fibre Metal Laminates: Influences of Ply Thickness and Metal Layers on Open Hole Tension and Compression Properties. *Materials*. 2020, Jg. 13, Nr. 4, S. 910. Abgerufen unter DOI: 10.3390/ma13040910.
54. YOKOZEKI, Tomohiro; AOKI, Yuichiro; OGASAWARA, Toshio. Damage Behaviors and Compressive Strength of Toughened CFRP Laminates with Thin Plies Subjected to Transverse Impact Loadings. *Journal of the Japan Society for Aeronautical and Space Sciences*. 2007, Jg. 55, Nr. 643, S. 388–395. Abgerufen unter DOI: 10.2322/jjsass.55.388.

55. SEBAEY, T.A.; MAHDI, E. Using thin-ply to improve the damage resistance and tolerance of aeronautical CFRP composites. *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*. 2016, Jg. 86, S. 31–38. Abgerufen unter DOI: 10.1016/j.compositesa.2016.03.027.
56. LOVEJOY, Andrew E.; SCOTTI, Stephen. Potential Weight Benefits of IM7/8552 Hybrid Thin-ply Composites for Aircraft Structures. In: *AIAA Scitech 2019 Forum*. American Institute of Aeronautics und Astronautics, 2019. Abgerufen unter DOI: 10.2514/6.2019-0774.
57. NORTH THIN PLY TECHNOLOGY SÀRL. *Thin Ply Prepreg* [online]. 2016 [besucht am 12. Januar 2020]. Abgerufen unter: <https://www.thinplytechnology.com/products/thin-ply-prepreg>.
58. DAWSON, Donna. *Solar Impulse 2: Pulse on the future* [online]. 2016 [besucht am 12. Januar 2020]. Abgerufen unter: <https://www.compositesworld.com/articles/solar-impulse-2-pulse-on-the-future>.
59. TYRRELL, Michael. *Décision and NTPT congratulate Solar Impulse on historic flight* [online]. 2016 [besucht am 12. Januar 2020]. Abgerufen unter: <https://www.composites.media/decision-ntpt-congratulate-solar-impulse-historic-round-world-flight/>.
60. GARDINER, Ginger. *CAMX 2018: Second look, more new developments* [online]. 2018 [besucht am 22. April 2020]. Abgerufen unter: <https://www.compositesworld.com/blog/post/camx-2018-second-look-more-new-developments>.
61. JEC WORLD. Thin Ply technology for an ultra-light wing aileron. *Supplement Innovation Report - JEC World 2018* [online]. 2018, Jg. 55, Nr. 119, S. 53 [besucht am 22. April 2020]. Abgerufen unter: [http://www.jeccomposites.com/sites/default/files/jcm119\\_supp\\_innoextract.pdf](http://www.jeccomposites.com/sites/default/files/jcm119_supp_innoextract.pdf).
62. GARDINER, Ginger. The spread of spread tow. *CompositesWorld JUNE 2018*. 2018, Jg. 4, Nr. 6, S. 30–36.
63. RICHARDSON, Mike. Travelling light. *Aerospace Manufacturing Magazine February 2012* [online]. 2012 [besucht am 12. Januar 2020]. Abgerufen unter: <https://www.unmannedsystemstechnology.com/wp-content/uploads/2012/12/Article-Aerospace-Manufacturing-Travelling-Light.pdf>.
64. SIPPEL, Martin; KOPP, Alexander; MATTSSON, David; FREUND, Jonas; TAPEINOS, Ilias; KOUSSIOS, Sotiris. Final Results of Advanced Cryo-Tanks Research Project CHATT. In: *6th European Conference for Aeronautics and Space Sciences (EUCASS) 2015* [online]. EUCASS, 2015 [besucht am 22. April 2020]. Abgerufen unter: <https://elib.dlr.de/101483/>.

65. KOPP, Alexander; SIPPEL, Martin; MATTSSON, David; OLOFSSON, Kurt; KURTH, Guido; MOOIJ, Erwin; ROORDA, Evelyne. Novel Hypersonic Launcher Concept using Thin-ply CFRP Composites. In: *14th European Conference on Spacecraft Structures, Materials and Environmental Testing* [online]. 2016 [besucht am 22. April 2020]. Abgerufen unter: <https://elib.dlr.de/107564/>.
66. GARDINER, Ginger. VX Aerospace: Small company, big performance. *High-Performance Composites* [online]. 2014, Jg. 22, Nr. 3, S. 56–64 [besucht am 7. Mai 2020]. Abgerufen unter: <https://www.compositesworld.com/articles/vx-aerospace-small-company-big-performance->.
67. FUKUI INDUSTRIAL TECHNOLOGY CENTER SUPPORT OFFICE. *Fukui Industrial Technology Center Research and Development* [übersetzt, Original-Text auf Japanisch] [online]. 2019 [besucht am 18. November 2019]. Abgerufen unter: <http://www.fklab.fukui.fukui.jp/kougi/kenkyu/index.html>.
68. KEHRL, David J. World Leader in Braided Reinforcements. In: *A&P Technology* [online]. 2010 [besucht am 22. April 2020]. Abgerufen unter: [https://depts.washington.edu/amtas/events/amtas\\_10spring/Kehr1.pdf](https://depts.washington.edu/amtas/events/amtas_10spring/Kehr1.pdf).
69. KAWABE, Kazumasa; MITSUOKA, Jiro. *Development of composite materials for aircraft engines by fiber opening technology* [übersetzt, Original-Text auf Japanisch] [online]. 2016 [besucht am 13. Januar 2020]. Abgerufen unter: <https://inouesho.jp/jyusyou/44/doc/02.pdf>.
70. KURAI, Mikio; MORITA, Hideo; MURAKAMI, Tsutomu; KUROKI, Hiroshi; IKEDA, Shuji; YOKOTA, Hiroki; NAKAMURA, Takeshi; OOSHIGE, Shinichirou. Gas Turbine Engines for Commercial Aviation [übersetzt, Original-Text auf Japanisch]. *Journal of the gas turbine society of japan* [online]. 2014, Jg. 42, Nr. 5 [besucht am 17. Januar 2020]. Abgerufen unter: [www.gtsj.org/journal/contents/vol42no5\\_journal.pdf](http://www.gtsj.org/journal/contents/vol42no5_journal.pdf).
71. MORITA, Hideo; MURAKAMI, Tsutomu; MORIYA, Katsyoshi. Innovative composite fan system for aero-engines. *JEC Composites Magazine*. 2017, Jg. 54, Nr. 112, S. 43.
72. DELISLE, Dominik; SCHREIBER, Markus; KROMBHOLZ, Christian; STÜVE, Jan. Fertigung von Faserverbundstrukturen mittels kooperierender Roboter. *Die Fachzeitschrift für den Leichtbau bewegter Massen*. 2018, Jg. 11, Nr. 2, S. 50–55. ISSN 2192-8738. Abgerufen unter DOI: 10.1007/s35725-018-0005-3.
73. LUKASZEWICZ, Dirk H.-J.A.; WARD, Carwyn; POTTER, Kevin D. The engineering aspects of automated prepreg layup: History, present and future. *Composites Part B: Engineering*. 2012, Jg. 43, Nr. 3, S. 997–1009. Abgerufen unter DOI: 10.1016/j.compositesb.2011.12.003.
74. BAKER, Alan; DUTTON, Stuart; KELLY, Donald. *Composite Materials for Aircraft Structures, Second Edition (AIAA Education Series)*. AIAA, 2004. ISBN 1-56347-540-5.

75. NIEDERSACHSEN AVIATION. *Luftfahrtindustrie* [online]. Hrsg. von BROKMEIER, Henrik. 2020 [besucht am 18. Januar 2020]. Abgerufen unter: <https://www.niedersachsen-aviation.de/Luftfahrtindustrie>.
76. YOUNOSSI, Obaid; KENNEDY, Michael; GRASER, John. *Military Airframe Costs: The Effects of Advances Materials and Manufacturing Processes* [online]. Rand Publishing, 2001 [besucht am 18. Januar 2020]. ISBN 0-8330-3036-1. Abgerufen unter: [https://www.rand.org/content/dam/rand/pubs/monograph\\_reports/MR1370/MR1370.ch3.pdf](https://www.rand.org/content/dam/rand/pubs/monograph_reports/MR1370/MR1370.ch3.pdf).
77. BADER, Michael G. Selection of composite materials and manufacturing routes for cost-effective performance. *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*. 2002, Jg. 33, Nr. 7, S. 913–934. Abgerufen unter DOI: 10.1016/s1359-835x(02)00044-1.
78. GUSTETIC, Jennifer; TORREZ, Carlos; HANSEN, Christopher. *Automated Fiber Placement of Thin-Ply Composite Materials for Large Aerospace Structures, Phase I* [online]. Hrsg. von MURPHY, Patrick. 2019 [besucht am 22. Januar 2020]. Abgerufen unter: <https://techport.nasa.gov/view/94507>.
79. STÜVE, Jan. *Verbundprozesstechnologie: Institut für Faserverbundleichtbau und Adaptronik* [online]. 2019 [besucht am 13. Januar 2020]. Abgerufen unter: [https://www.dlr.de/fa/desktopdefault.aspx/tabid-10598/18526\\_read-43195/](https://www.dlr.de/fa/desktopdefault.aspx/tabid-10598/18526_read-43195/).
80. KROMBHOLZ, Christian; KRUSE, Felix; WIEDEMANN, Martin. GroFi: Large-scale fiber placement research facility. *Journal of large-scale research facilities JLSRF*. 2016, Jg. 2. Abgerufen unter DOI: 10.17815/jlsrf-2-93.
81. KROMBHOLZ, Christian; DELISLE, Dominik; PERNERK, Marcus. ADVANCED AUTOMATED FIBRE PLACEMENT. In: *11th International Conference on Manufacturing Research (ICMR2013)* [online]. Cranfield University Press, 2013, S. 411–416 [besucht am 22. April 2020]. Abgerufen unter: <https://elib.dlr.de/84404/>.
82. BÜLOW, Christian; HELTSCH, Norbert; HIRANO, Dr. Yoshiyasu; AOKI, Dr. Yuichiro; KAWABE, Dr. Kazumasa. Investigation of the Impact Properties of Thin-Ply Prepreg at Element Level. In: *Proceedings of SAMPE Japan 2017 (JISSE 15)* [online]. 2017 [besucht am 22. April 2020]. Abgerufen unter: <https://elib.dlr.de/122343/>.
83. HALLET, Steven J. *Derivation of Design Allowables at Airbus Filton Site: 2nd International Conference on Composite Testing and Model Identification* [online]. 2004 [besucht am 24. Januar 2020]. Abgerufen unter: [http://www.bristol.ac.uk/composites/media/comptest2004/proceedings/posters/comptest\\_110.pdf](http://www.bristol.ac.uk/composites/media/comptest2004/proceedings/posters/comptest_110.pdf). Technischer Bericht. AIRBUS UK LTD, Composite Stress Group.
84. FERNANDEZ, Juan. Advanced Deployable Shell-Based Composite Booms for Small Satellite Structural Applications Including Solar Sails. In: *4th International Symposium on Solar Sailing 2017* [online]. 2017 [besucht am 22. April 2020]. Abgerufen unter: <https://ntrs.nasa.gov/archive/nasa/casi.ntrs.nasa.gov/20170001569.pdf>.

85. NGUYEN, Chinh Duy; BÜLOW, Christian; KROMBHOLZ, Christian; KRUSE, Felix; KAWABE, Kazumasa; HIRANO, Yoshiyasu; LINDE, Peter. Experiments for automatic layup of Thin-Ply prepreg and investigation of their parameters. In: *14th Japan International SAMPE Symposium and Exhibition* [online]. 2015 [besucht am 22. April 2020]. Abgerufen unter: <https://elib.dlr.de/101159/>.
86. TSAI, Stephen W.; MELO, Jose Daniel. Bi-Angle Tape for Automated Tape Laying. In: *SAMPE Conference Proceedings* [online]. Long Beach CA, 2016 [besucht am 22. April 2020]. Abgerufen unter: <https://www.nasampe.org/store/ViewProduct.aspx?id=6849495>.
87. PAPILA, Melih. Design of and with thin-ply non-crimp fabric as building blocks for composites. *Science and Engineering of Composite Materials*. 2018, Jg. 25, Nr. 3, S. 501–516. Abgerufen unter DOI: 10.1515/secm-2015-0386.
88. ASTM D3039 / D3039M-17. *Test Method for Tensile Properties of Polymer Matrix Composite Materials*. ASTM International, West Conshohocken, PA, 2017, [www.astm.org](http://www.astm.org). Abgerufen unter DOI: 10.1520/d3039\_d3039m-17.
89. ASTM D5766 / D5766M-11(2018). *Test Method for Open-Hole Tensile Strength of Polymer Matrix Composite Laminates*. ASTM International, West Conshohocken, PA, 2018, [www.astm.org](http://www.astm.org). Abgerufen unter DOI: 10.1520/d5766\_d5766m-11r18.
90. ASTM D6484 / D6484M-14. *Test Method for Open-Hole Compressive Strength of Polymer Matrix Composite Laminates*. ASTM International, West Conshohocken, PA, 2014, [www.astm.org](http://www.astm.org). Abgerufen unter DOI: 10.1520/d6484\_d6484m-14.
91. ASTM D6641 / D6641M - 16E1. *Test Method for Compressive Properties of Polymer Matrix Composite Materials Using a Combined Loading Compression (CLC) Test Fixture*. ASTM International, West Conshohocken, PA, 2016, [www.astm.org](http://www.astm.org). Abgerufen unter DOI: 10.1520/d6641\_d6641m-16e01.
92. FAHRENHOLZ, Helmut. *Prüfen von Faserverbundwerkstoffen mit polymerer Matrix: Druckversuche* [online]. 2016 [besucht am 7. Mai 2020]. Abgerufen unter: [https://www.zwickroell.com/-/media/files/pdf/testxpo/2016/vortraege/zwick\\_helmut-fahrenheit\\_composites\\_deutsch.pdf](https://www.zwickroell.com/-/media/files/pdf/testxpo/2016/vortraege/zwick_helmut-fahrenheit_composites_deutsch.pdf). Technischer Bericht. ZwickRoell GmbH & Co. KG.
93. VELDENZ, Laura; FRANCESCO, Mattia Di; GIDDINGS, Peter; KIM, Byung Chul; POTTER, Kevin. Material selection for automated dry fiber placement using the analytical hierarchy process. *Advanced Manufacturing: Polymer & Composites Science*. 2018, Jg. 4, Nr. 4, S. 83–96. Abgerufen unter DOI: 10.1080/20550340.2018.1545377.
94. HERAEUS NOBLELIGHT GMBH. *Infrarot-Strahler für industrielle Prozesse: Goldene 8 - Gebündelte Wärme im Einsatz* [online] [besucht am 27. März 2020]. Abgerufen unter: [https://www.heraeus.com/media/media/hng/doc\\_hng/products\\_and\\_solutions\\_1/infrared\\_emitters\\_and\\_systems/IR\\_products\\_DEupdate.pdf](https://www.heraeus.com/media/media/hng/doc_hng/products_and_solutions_1/infrared_emitters_and_systems/IR_products_DEupdate.pdf). Technischer Bericht.

95. SWMS SYSTEMTECHNIK INGENIEURGESELLSCHAFT MBH. *TapeStation - CAESA® | Composites Software für Composite-Lagesysteme* [online]. Hrsg. von LOEGEL, Marc [besucht am 17. Februar 2020]. Abgerufen unter: <https://www.swms.de/automated-fiber-placement/>.
96. WINDELS, Lars; FEDER, Irene. Automatisches Verlegen von thermoplastischen prepreg-Tapes. *Lightweight Design*. 2010, Jg. 3, Nr. 2, S. 21–26. Abgerufen unter DOI: 10.1007/bf03223599.
97. WOIGK, Wilhelm; HALLETT, Stephen R.; JONES, Mike I.; KUHTZ, Moritz; HORNIG, Andreas; GUDE, Maik. Experimental investigation of the effect of defects in Automated Fibre Placement produced composite laminates. *Composite Structures*. 2018, Jg. 201, S. 1004–1017. Abgerufen unter DOI: 10.1016/j.compstruct.2018.06.078.
98. BROETJE-AUTOMATION GMBH. *STAXX FLEX Broetje-Automation: AFP (Automated Fiber Placement) flexible End Effector for complex parts. Thermoset and Thermoplastic* [online]. 2019 [besucht am 6. Mai 2020]. Abgerufen unter: <https://www.youtube.com/watch?v=bPzVHxwpm2o>.
99. HALBRITTER, A; HARPER, R. Big parts demand big changes to the fiber placement status quo. *SME Composites Manufacturing*. 2012, Jg. 2012.
100. RUDBERG, Todd; NIELSON, Justin; HENSCHIED, Mike; CEMENSKA, Joshua. Improving AFP Cell Performance. *SAE International Journal of Aerospace*. 2014, Jg. 7, Nr. 2, S. 317–321. Abgerufen unter DOI: 10.4271/2014-01-2272.
101. DE ROOVER, Cédric; VANEGHEM, Bertrand. Highly integrated structure manufactured in one-shot with prepreg UD tape. *JEC Composites Magazine* [online]. 2011, Jg. 48, Nr. 62, S. 40–42 [besucht am 22. April 2020]. Abgerufen unter: <http://www.jeccomposites.com/knowledge/international-composites-news/highly-integrated-structure-manufactured-one-shot-prepreg-ud>.
102. ÜCKERT, Christian; DELISLE, Dominik Peter Patrick; BACH, Tobias; HÜHNE, Christian; STÜVE, Jan. Design Optimization of a CFRP Wing Cover for the AFP Process. In: *6th Aircraft Structural Design Conference* [online]. 2018 [besucht am 22. April 2020]. Abgerufen unter: <https://elib.dlr.de/122290/>.
103. MILITARY FACTORY. *Airbus A220 (Bombardier C-Series): Medium-Range / Transcontinental Narrow-Body Passenger Jet Airliner* [online]. 2020 [besucht am 19. Mai 2020]. Abgerufen unter: [https://www.militaryfactory.com/aircraft/detail.asp?aircraft\\_id=1639](https://www.militaryfactory.com/aircraft/detail.asp?aircraft_id=1639).
104. KINGSLEY-JONES, Max. *Airbus revises A350 Trent XWB thrust values following weight increases* [online]. 2009 [besucht am 19. Mai 2020]. Abgerufen unter: <https://www.flightglobal.com/airbus-revises-a350-trent-xwb-thrust-values-following-weight-increases/86460.article>.

105. MARSH, George. *Bombardier throws down the gauntlet with C Series airliner* [online]. 2011 [besucht am 19. Mai 2020]. Abgerufen unter: <https://www.materialstoday.com/composite-applications/features/bombardier-throws-down-the-gauntlet-with-cseries/>.
106. KAUFMANN, Markus. *Cost Optimization of Aircraft Structures* [online]. 2009 [besucht am 17. April 2020]. Abgerufen unter: <http://www.diva-portal.org/smash/get/diva2:277152/fulltext01>. Dissertation. Kungliga Tekniska Högskolan (KTH), Department of Aeronautical und Vehicle Engineering.
107. HIKEN, Alan. The Evolution of the Composite Fuselage - A Manufacturing Perspective. *SAE International Journal of Aerospace*. 2017, Jg. 10, Nr. 2, S. 77–91. Abgerufen unter DOI: 10.4271/2017-01-2154.
108. REDONDO, Jordi Brufau. A+ Glide Forming System / Automatic Stringer Manufacturing Technology. In: *SAMPE 2016 – Long Beach CA – May 23-26/2016* [online]. 2016 [besucht am 22. April 2020]. Abgerufen unter: <https://www.nasampe.org/store/ViewProduct.aspx?id=6805542>.
109. MASON, Karen. Spar forming simplified. *CompositesWorld APRIL 2019* [online]. 2019, Jg. 5, Nr. 4, S. 30–35 [besucht am 17. April 2020]. Abgerufen unter: <https://www.compositesworld.com/blog/post/spar-forming-simplified->.
110. JAMCO CORPORATION. *Advanced Pultrusion (ADP) Manufacturing Method and Process* [online]. 2020 [besucht am 22. April 2020]. Abgerufen unter: [https://www.jamco.co.jp/en/business/jco/adp/adp\\_process.html](https://www.jamco.co.jp/en/business/jco/adp/adp_process.html).
111. TSUDAKOMA CORP. *TAL-MUD Multi-axial UD Auto Lay-up System* [online]. 2020 [besucht am 22. April 2020]. Abgerufen unter: <https://www.tsudakoma.co.jp/english/business/composite/product/tal-mud/index.html>.
112. TSUDAKOMA CORP. (Hrsg.). *Composite Machinery* [online] [besucht am 14. April 2020]. Abgerufen unter: <https://www.tsudakoma.co.jp/english/download/data/composite/composite/composite.pdf>.
113. TORAYCMA. *T800S INTERMEDIATE MODULUS CARBON FIBER* [online]. 2018 [besucht am 15. Mai 2020]. Abgerufen unter: [https://www.toraycma.com/file\\_viewer.php?id=5126](https://www.toraycma.com/file_viewer.php?id=5126). Technischer Bericht. Toray Composite Materials America, Inc.
114. AIRTECH. *Datenblatt WRIGHTLON® 5200: High performance fluoropolymer release film* [online]. 2020 [besucht am 15. Mai 2020]. Abgerufen unter: [http://backend.airtechintl.com/product\\_pdf.php?product\\_id=923&lang=EN&location=&print=1](http://backend.airtechintl.com/product_pdf.php?product_id=923&lang=EN&location=&print=1). Technischer Bericht. AIRTECH EUROPE Sarl.



# Anhang

## A.1 Lagenaufbau der Panels

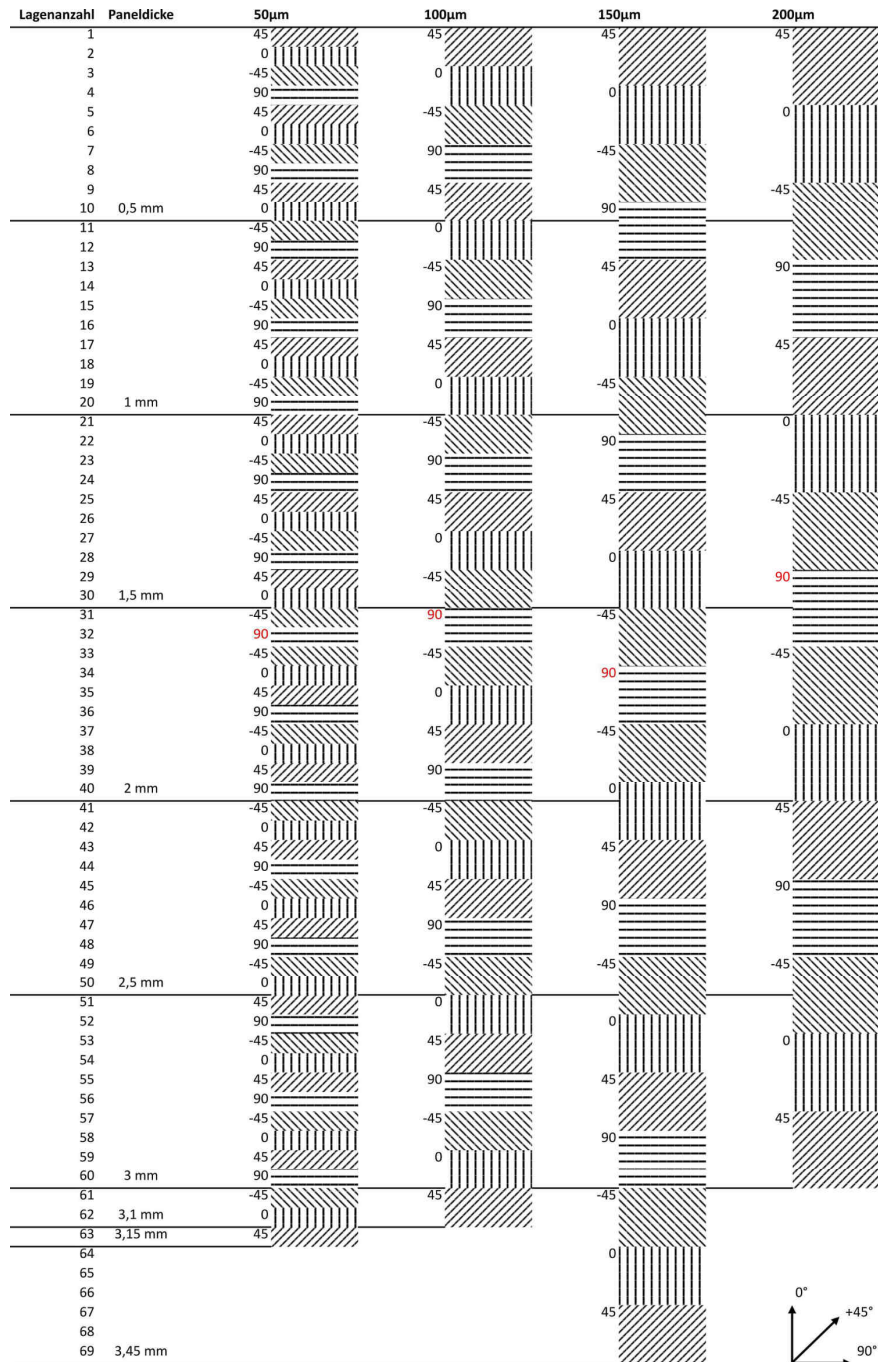


Abbildung A.1: Lagenaufbauten der vier Panels mit unterschiedlichen Lagendicken, rote 90°-Lagen kennzeichnen die Mittelebene

## A.2 Autoklav-Zyklus

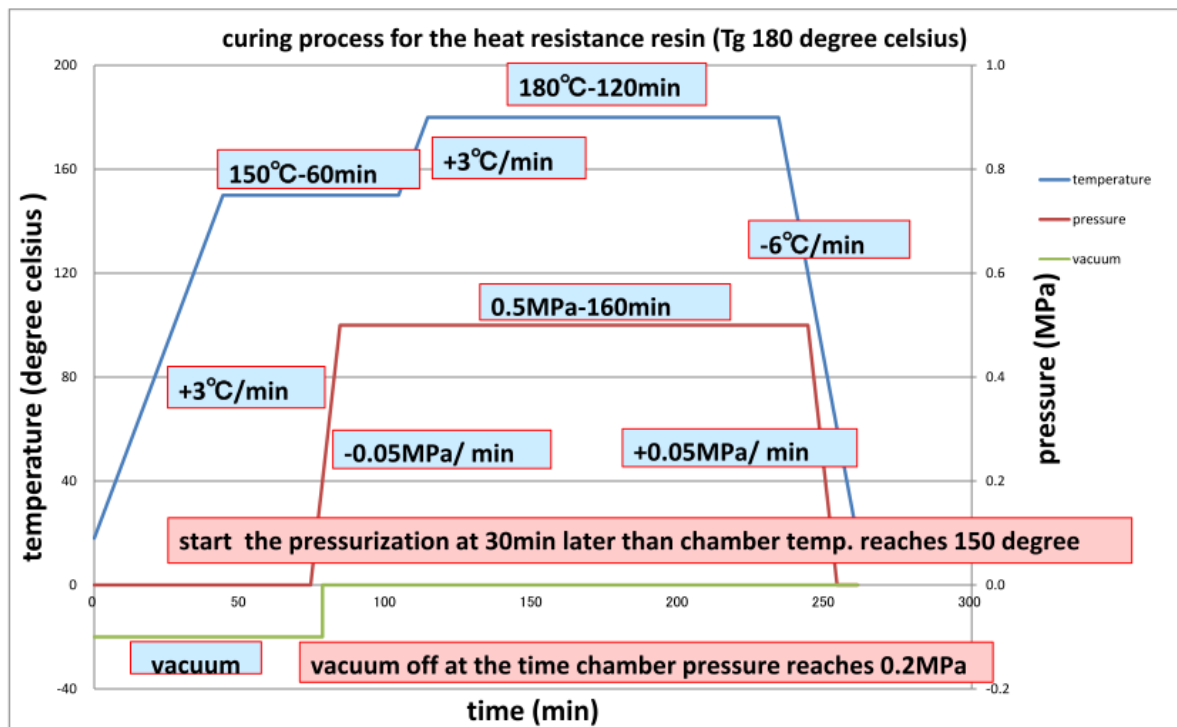


Abbildung A.2: Autoklavzyklus für die Aushärtung der Thin-Ply Panels und des Manhole-Panels mit Angaben für die Temperatur und Drücke in Abhängigkeit der Zeit

### A.3 Plybook des Manhole-Panels

Tabelle A.1: Einteilung der Sequenzen und Plies in CAESA TapeStation

Sequenz	Ply	Sequenz	Ply
1	Ply 1	26	Ply 15
2	Ply 2	27	
3		28	Ply 16
4	Ply 3	29	Ply 17
5		30	
6	Ply 4	31	Ply18
7		32	Ply19
8	Ply 5	33	Ply 20
9		34	
10		35	Ply21
11		36	
12	Ply 6	37	Ply 22
13	Ply 7	38	
14		39	Ply23
15	Ply 8	40	Ply 24
16		41	
17	Ply 9	42	
18		43	
19	Ply 10	44	Ply 25
20	Ply 11	45	
21	Ply 12	46	Ply 26
22		47	
23	Ply13	48	Ply 27
24	Ply 14	49	
25		50	Ply 28

Auf den folgenden Seiten ist das Plybook dargestellt, wie es aus TapeStation exportiert werden kann. In der Software wird beim vorliegenden Programm nicht zwischen Sequenzen und Plies unterschieden. Sequenzen bestehen aus einzelnen, alleinstehenden Bereichen der jeweiligen Ply. Es ist im Folgenden also nur die „Sequence“ und nicht die Ply zu beachten. Die Sequence kann dann mit der obigen Tabelle auf die jeweilige, wahre Ply, nach der in der Optimierung und im LDS gearbeitet wurde, übersetzt werden. Zwischen Ply 14 und 15 befindet sich die Symmetrie-Ebene, dies ist auch in Tabelle A.1 zu erkennen.

In Klammern ist die jeweilige Kontur der Sequence angegeben. „F1“ stellt jeweils eine Lage des ganzen Panels dar, „text“ eine Kontur, die fehlerhaft importiert und nachträglich als XAML-Datei hinzugefügt wurde. Die Angabe „ROBUFIL 3D Simple“ bezeichnet dabei den Endeffektor, „Robufil 6.35mm Material“ bezieht sich auf das Material. Beides ist bei allen Sequenzen identisch. Anschließend sind Details zu den Flächen sowie zum Materialverbrauch der Sequenzen angegeben. Die unterschiedlichen Konturen der Plies werden zudem im Anschluss graphisch dargestellt.

## Stacking

Zone	Ply	Angle	Boundary overlap	Zone	Ply	Angle	Boundary overlap
Sequence.1 (F1)	ROBUFIL 3D Simple, Robufil 6.35mm Material			Sequence.20 (F20)	ROBUFIL 3D Simple, Robufil 6.35mm Material		
Ply1	45°	100%		Ply20	0°	100%	
Sequence.2 (Contour.3)	ROBUFIL 3D Simple, Robufil 6.35mm Material			Sequence.21 (Contour.25)	ROBUFIL 3D Simple, Robufil 6.35mm Material		
Ply2	67.5°	50%		Ply21	0°	100%	
Sequence.3 (Contour.4)	ROBUFIL 3D Simple, Robufil 6.35mm Material			Sequence.22 (Contour.26)	ROBUFIL 3D Simple, Robufil 6.35mm Material		
Ply3	67.5°	50%		Ply22	0°	100%	
Sequence.4 (Contour.5)	ROBUFIL 3D Simple, Robufil 6.35mm Material			Sequence.23 (F23)	ROBUFIL 3D Simple, Robufil 6.35mm Material		
Ply4	22.5°	100%		Ply23	-45°	100%	
Sequence.5 (Contour.6)	ROBUFIL 3D Simple, Robufil 6.35mm Material			Sequence.24 (Contour.29)	ROBUFIL 3D Simple, Robufil 6.35mm Material		
Ply5	22.5°	100%		Ply24	-67.5°	50%	
Sequence.6 (Contour.7)	ROBUFIL 3D Simple, Robufil 6.35mm Material			Sequence.25 (Contour.30)	ROBUFIL 3D Simple, Robufil 6.35mm Material		
Ply6	90°	100%		Ply25	-67.5°	50%	
Sequence.7 (Contour.8)	ROBUFIL 3D Simple, Robufil 6.35mm Material			Sequence.26 (Contour.31)	ROBUFIL 3D Simple, Robufil 6.35mm Material		
Ply7	90°	100%		Ply26	-67.5°	50%	
Sequence.8 (Contour.9)	ROBUFIL 3D Simple, Robufil 6.35mm Material			Sequence.27 (Contour.32)	ROBUFIL 3D Simple, Robufil 6.35mm Material		
Ply8	90°	50%		Ply27	-67.5°	50%	
Sequence.9 (Contour.10)	ROBUFIL 3D Simple, Robufil 6.35mm Material			Sequence.28 (F28)	ROBUFIL 3D Simple, Robufil 6.35mm Material		
Ply9	90°	50%		Ply28	-45°	100%	
Sequence.10 (Contour.11)	ROBUFIL 3D Simple, Robufil 6.35mm Material			Sequence.29 (Contour.35)	ROBUFIL 3D Simple, Robufil 6.35mm Material		
Ply10	90°	50%		Ply29	0°	100%	
Sequence.11 (Contour.12)	ROBUFIL 3D Simple, Robufil 6.35mm Material			Sequence.30 (Contour.36)	ROBUFIL 3D Simple, Robufil 6.35mm Material		
Ply11	90°	50%		Ply30	0°	100%	
Sequence.12 (F12)	ROBUFIL 3D Simple, Robufil 6.35mm Material			Sequence.31 (F31)	ROBUFIL 3D Simple, Robufil 6.35mm Material		
Ply12	90°	100%		Ply31	0°	100%	
Sequence.13 (Contour.15)	ROBUFIL 3D Simple, Robufil 6.35mm Material			Sequence.32 (text)	ROBUFIL 3D Simple, Robufil 6.35mm Material		
Ply13	22.5°	100%		Ply32	0°	100%	
Sequence.14 (Contour.16)	ROBUFIL 3D Simple, Robufil 6.35mm Material			Sequence.33 (Contour.41)	ROBUFIL 3D Simple, Robufil 6.35mm Material		
Ply14	22.5°	100%		Ply33	-22.5°	100%	
Sequence.15 (Contour.17)	ROBUFIL 3D Simple, Robufil 6.35mm Material			Sequence.34 (Contour.42)	ROBUFIL 3D Simple, Robufil 6.35mm Material		
Ply15	-22.5°	100%		Ply34	-22.5°	100%	
Sequence.16 (Contour.18)	ROBUFIL 3D Simple, Robufil 6.35mm Material			Sequence.35 (Contour.43)	ROBUFIL 3D Simple, Robufil 6.35mm Material		
Ply16	-22.5°	100%		Ply35	-22.5°	100%	
Sequence.17 (Contour.19)	ROBUFIL 3D Simple, Robufil 6.35mm Material			Sequence.36 (Contour.44)	ROBUFIL 3D Simple, Robufil 6.35mm Material		
Ply17	-22.5°	100%		Ply36	-22.5°	100%	
Sequence.18 (Contour.20)	ROBUFIL 3D Simple, Robufil 6.35mm Material			Sequence.37 (Contour.45)	ROBUFIL 3D Simple, Robufil 6.35mm Material		
Ply18	-22.5°	100%		Ply37	22.5°	100%	
Sequence.19 (text)	ROBUFIL 3D Simple, Robufil 6.35mm Material			Sequence.38 (Contour.46)	ROBUFIL 3D Simple, Robufil 6.35mm Material		
Ply19	0°	100%		Ply38	22.5°	100%	
PlanarProduct.1 (3/17/2020 11:05:27 AM - DLR\pfan_he)				Sequence.39 (F39)	ROBUFIL 3D Simple, Robufil 6.35mm Material		
C:\Users\pfan_he.DLR\Documents\PlanarProduct.1.pdf				Ply39	90°	100%	
				Sequence.40 (Contour.49)	ROBUFIL 3D Simple, Robufil 6.35mm Material		
				Ply40	0°	50%	

<b>Zone</b>	<b>Ply</b>	<b>Angle</b>	<b>Boundary overlap</b>
Sequence.41 (Contour.50)			
ROBUFIL 3D Simple, Robufil 6.35mm Material	Ply41	90°	50%
Sequence.42 (Contour.51)			
ROBUFIL 3D Simple, Robufil 6.35mm Material	Ply42	90°	50%
Sequence.43 (Contour.52)			
ROBUFIL 3D Simple, Robufil 6.35mm Material	Ply43	90°	50%
Sequence.44 (Contour.53)			
ROBUFIL 3D Simple, Robufil 6.35mm Material	Ply44	90°	100%
Sequence.45 (Contour.54)			
ROBUFIL 3D Simple, Robufil 6.35mm Material	Ply45	90°	100%
Sequence.46 (Contour.55)			
ROBUFIL 3D Simple, Robufil 6.35mm Material	Ply46	22.5°	100%
Sequence.47 (Contour.56)			
ROBUFIL 3D Simple, Robufil 6.35mm Material	Ply47	22.5°	100%
Sequence.48 (Contour.57)			
ROBUFIL 3D Simple, Robufil 6.35mm Material	Ply48	67.5°	50%
Sequence.49 (Contour.58)			
ROBUFIL 3D Simple, Robufil 6.35mm Material	Ply49	67.5°	50%
Sequence.50 (F50)			
ROBUFIL 3D Simple, Robufil 6.35mm Material	Ply50	45°	100%

**Plies****Sequence.1****Ply1**

Base length	99406.90mm	
Extended length	1847.13mm	1.82%
Boundary area	620527.00mm <sup>2</sup>	
Tow area	643199.18mm <sup>2</sup>	
Waste	22672.18mm <sup>2</sup>	3.65%

**Sequence.2****Ply2**

Base length	9003.22mm	
Extended length	886.44mm	8.96%
Boundary area	57268.00mm <sup>2</sup>	
Tow area	62822.34mm <sup>2</sup>	
Waste	5554.34mm <sup>2</sup>	9.70%

**Sequence.3****Ply3**

Base length	9032.21mm	
Extended length	1150.85mm	11.30%
Boundary area	57269.00mm <sup>2</sup>	
Tow area	64686.60mm <sup>2</sup>	
Waste	7417.60mm <sup>2</sup>	12.95%

**Sequence.4****Ply4**

Base length	17351.09mm	
Extended length	842.88mm	4.63%
Boundary area	103522.00mm <sup>2</sup>	
Tow area	115573.90mm <sup>2</sup>	
Waste	12051.90mm <sup>2</sup>	11.64%

**Sequence.5****Ply5**

Base length	17354.09mm	
Extended length	936.20mm	5.12%
Boundary area	103531.00mm <sup>2</sup>	
Tow area	116186.31mm <sup>2</sup>	
Waste	12655.31mm <sup>2</sup>	12.22%

**Sequence.6**

PlanarProduct.1 (3/17/2020 11:05:27 AM - DLR\pfan\_he)  
C:\Users\pfan\_he.DLR\Documents\PlanarProduct.1.pdf

**Ply6**

Base length	2735.42mm	
Extended length	4314.58mm	61.20%
Boundary area	16847.00mm <sup>2</sup>	
Tow area	44783.79mm <sup>2</sup>	
Waste	27936.79mm <sup>2</sup>	165.82%

**Sequence.7****Ply7**

Base length	2735.60mm	
Extended length	4314.40mm	61.20%
Boundary area	16848.00mm <sup>2</sup>	
Tow area	44783.63mm <sup>2</sup>	
Waste	27935.63mm <sup>2</sup>	165.81%

**Sequence.8****Ply8**

Base length	3883.90mm	
Extended length	1966.10mm	33.61%
Boundary area	24646.00mm <sup>2</sup>	
Tow area	37161.12mm <sup>2</sup>	
Waste	12515.12mm <sup>2</sup>	50.78%

**Sequence.9****Ply9**

Base length	3878.20mm	
Extended length	1971.80mm	33.71%
Boundary area	24646.00mm <sup>2</sup>	
Tow area	37160.75mm <sup>2</sup>	
Waste	12514.75mm <sup>2</sup>	50.78%

**Sequence.10****Ply10**

Base length	6603.83mm	
Extended length	4796.17mm	42.07%
Boundary area	41915.00mm <sup>2</sup>	
Tow area	72416.16mm <sup>2</sup>	
Waste	30501.16mm <sup>2</sup>	72.77%

**Sequence.11****Ply11**

PlanarProduct.1 (3/17/2020 11:05:27 AM - DLR\pfan\_he)  
C:\Users\pfan\_he.DLR\Documents\PlanarProduct.1.pdf

Base length	6602.62mm	
Extended length	4797.38mm	42.08%
Boundary area	41906.00mm <sup>2</sup>	
Tow area	72416.65mm <sup>2</sup>	
Waste	30510.65mm <sup>2</sup>	72.81%

**Sequence.12**

**Ply12**

Base length	98211.65mm	
Extended length	385.62mm	0.39%
Boundary area	620527.00mm <sup>2</sup>	
Tow area	626322.54mm <sup>2</sup>	
Waste	5795.54mm <sup>2</sup>	0.93%

**Sequence.13**

**Ply13**

Base length	4791.91mm	
Extended length	167.84mm	3.38%
Boundary area	27589.00mm <sup>2</sup>	
Tow area	31505.73mm <sup>2</sup>	
Waste	3916.73mm <sup>2</sup>	14.20%

**Sequence.14**

**Ply14**

Base length	4792.12mm	
Extended length	217.98mm	4.35%
Boundary area	27588.00mm <sup>2</sup>	
Tow area	31825.74mm <sup>2</sup>	
Waste	4237.74mm <sup>2</sup>	15.36%

**Sequence.15**

**Ply15**

Base length	4797.00mm	
Extended length	221.05mm	4.41%
Boundary area	27630.00mm <sup>2</sup>	
Tow area	31875.85mm <sup>2</sup>	
Waste	4245.85mm <sup>2</sup>	15.37%

**Sequence.16**

**Ply16**

Base length	4797.42mm	
Extended length	173.43mm	3.49%
Boundary area	27632.00mm <sup>2</sup>	
Tow area	31576.10mm <sup>2</sup>	
Waste	3944.10mm <sup>2</sup>	14.27%

PlanarProduct.1 (3/17/2020 11:05:27 AM - DLR\pfan\_he)  
 C:\Users\pfan\_he.DLR\Documents\PlanarProduct.1.pdf

**Sequence.17**

**Ply17**

Base length	17323.74mm	
Extended length	839.52mm	4.62%
Boundary area	103424.00mm <sup>2</sup>	
Tow area	115379.32mm <sup>2</sup>	
Waste	11955.32mm <sup>2</sup>	11.56%

**Sequence.18**

**Ply18**

Base length	17324.50mm	
Extended length	844.51mm	4.65%
Boundary area	103429.00mm <sup>2</sup>	
Tow area	115415.27mm <sup>2</sup>	
Waste	11986.27mm <sup>2</sup>	11.59%

**Sequence.19**

**Ply19**

Base length	74860.08mm	
Extended length	4280.40mm	5.41%
Boundary area	465050.00mm <sup>2</sup>	
Tow area	502727.19mm <sup>2</sup>	
Waste	37677.19mm <sup>2</sup>	8.10%

**Sequence.20**

**Ply20**

Base length	99919.27mm	
Extended length	0.00mm	0.00%
Boundary area	620527.00mm <sup>2</sup>	
Tow area	634720.30mm <sup>2</sup>	
Waste	14193.30mm <sup>2</sup>	2.29%

**Sequence.21**

**Ply21**

Base length	33278.51mm	
Extended length	459.80mm	1.36%
Boundary area	202266.00mm <sup>2</sup>	
Tow area	214316.60mm <sup>2</sup>	
Waste	12050.60mm <sup>2</sup>	5.96%

**Sequence.22**

**Ply22**

PlanarProduct.1 (3/17/2020 11:05:27 AM - DLR\pfan\_he)  
 C:\Users\pfan\_he.DLR\Documents\PlanarProduct.1.pdf



Base length	33278.41mm	
Extended length	459.91mm	1.36%
Boundary area	202265.00mm <sup>2</sup>	
Tow area	214317.36mm <sup>2</sup>	
Waste	12052.36mm <sup>2</sup>	5.96%

**Sequence.23**

**Ply23**

Base length	99406.96mm	
Extended length	1847.13mm	1.82%
Boundary area	620527.00mm <sup>2</sup>	
Tow area	643199.53mm <sup>2</sup>	
Waste	22672.53mm <sup>2</sup>	3.65%

**Sequence.24**

**Ply24**

Base length	8876.75mm	
Extended length	816.17mm	8.42%
Boundary area	56395.00mm <sup>2</sup>	
Tow area	61573.19mm <sup>2</sup>	
Waste	5178.19mm <sup>2</sup>	9.18%

**Sequence.25**

**Ply25**

Base length	8876.61mm	
Extended length	816.32mm	8.42%
Boundary area	56395.00mm <sup>2</sup>	
Tow area	61573.04mm <sup>2</sup>	
Waste	5178.04mm <sup>2</sup>	9.18%

**Sequence.26**

**Ply26**

Base length	8873.07mm	
Extended length	971.71mm	9.87%
Boundary area	56394.00mm <sup>2</sup>	
Tow area	62536.91mm <sup>2</sup>	
Waste	6142.91mm <sup>2</sup>	10.89%

**Sequence.27**

**Ply27**

Base length	8873.15mm	
Extended length	971.63mm	9.87%
Boundary area	56395.00mm <sup>2</sup>	
Tow area	62537.78mm <sup>2</sup>	
Waste	6142.78mm <sup>2</sup>	10.89%

PlanarProduct.1 (3/17/2020 11:05:27 AM - DLR\pfan\_he)  
C:\Users\pfan\_he.DLR\Documents\PlanarProduct.1.pdf

**Sequence.28**

**Ply28**

Base length	99375.68mm	
Extended length	1694.67mm	1.68%
Boundary area	620527.00mm <sup>2</sup>	
Tow area	642032.41mm <sup>2</sup>	
Waste	21505.41mm <sup>2</sup>	3.47%

**Sequence.29**

**Ply29**

Base length	33278.66mm	
Extended length	459.91mm	1.36%
Boundary area	202265.00mm <sup>2</sup>	
Tow area	214319.06mm <sup>2</sup>	
Waste	12054.06mm <sup>2</sup>	5.96%

**Sequence.30**

**Ply30**

Base length	33278.62mm	
Extended length	459.80mm	1.36%
Boundary area	202266.00mm <sup>2</sup>	
Tow area	214317.51mm <sup>2</sup>	
Waste	12051.51mm <sup>2</sup>	5.96%

**Sequence.31**

**Ply31**

Base length	99919.27mm	
Extended length	0.00mm	0.00%
Boundary area	620527.00mm <sup>2</sup>	
Tow area	634720.30mm <sup>2</sup>	
Waste	14193.30mm <sup>2</sup>	2.29%

**Sequence.32**

**Ply32**

Base length	74860.08mm	
Extended length	4280.40mm	5.41%
Boundary area	465050.00mm <sup>2</sup>	
Tow area	502727.19mm <sup>2</sup>	
Waste	37677.19mm <sup>2</sup>	8.10%

**Sequence.33**

**Ply33**

PlanarProduct.1 (3/17/2020 11:05:27 AM - DLR\pfan\_he)  
C:\Users\pfan\_he.DLR\Documents\PlanarProduct.1.pdf

Base length	17325.01mm	
Extended length	844.02mm	4.65%
Boundary area	103428.00mm <sup>2</sup>	
Tow area	115415.60mm <sup>2</sup>	
Waste	11987.60mm <sup>2</sup>	11.59%

**Sequence.34****Ply34**

Base length	17324.19mm	
Extended length	839.06mm	4.62%
Boundary area	103425.00mm <sup>2</sup>	
Tow area	115379.36mm <sup>2</sup>	
Waste	11954.36mm <sup>2</sup>	11.56%

**Sequence.35****Ply35**

Base length	4797.31mm	
Extended length	173.49mm	3.49%
Boundary area	27631.00mm <sup>2</sup>	
Tow area	31575.82mm <sup>2</sup>	
Waste	3944.82mm <sup>2</sup>	14.28%

**Sequence.36****Ply36**

Base length	4797.26mm	
Extended length	221.05mm	4.40%
Boundary area	27631.00mm <sup>2</sup>	
Tow area	31877.83mm <sup>2</sup>	
Waste	4246.83mm <sup>2</sup>	15.37%

**Sequence.37****Ply37**

Base length	4791.94mm	
Extended length	218.35mm	4.36%
Boundary area	27588.00mm <sup>2</sup>	
Tow area	31826.56mm <sup>2</sup>	
Waste	4238.56mm <sup>2</sup>	15.36%

**Sequence.38****Ply38**

Base length	4792.63mm	
Extended length	166.90mm	3.37%
Boundary area	27589.00mm <sup>2</sup>	
Tow area	31505.00mm <sup>2</sup>	
Waste	3916.00mm <sup>2</sup>	14.19%

PlanarProduct.1 (3/17/2020 11:05:27 AM - DLR\pfan\_he)  
C:\Users\pfan\_he.DLR\Documents\PlanarProduct.1.pdf

**Sequence.39****Ply39**

Base length	98211.65mm	
Extended length	385.62mm	0.39%
Boundary area	620527.00mm <sup>2</sup>	
Tow area	626322.54mm <sup>2</sup>	
Waste	5795.54mm <sup>2</sup>	0.93%

**Sequence.40****Ply40**

Base length	6602.63mm	
Extended length	4797.37mm	42.08%
Boundary area	41906.00mm <sup>2</sup>	
Tow area	72416.49mm <sup>2</sup>	
Waste	30510.49mm <sup>2</sup>	72.81%

**Sequence.41****Ply41**

Base length	6603.80mm	
Extended length	4796.20mm	42.07%
Boundary area	41915.00mm <sup>2</sup>	
Tow area	72416.18mm <sup>2</sup>	
Waste	30501.18mm <sup>2</sup>	72.77%

**Sequence.42****Ply42**

Base length	3878.23mm	
Extended length	1971.77mm	33.71%
Boundary area	24647.00mm <sup>2</sup>	
Tow area	37161.64mm <sup>2</sup>	
Waste	12514.64mm <sup>2</sup>	50.78%

**Sequence.43****Ply43**

Base length	3884.08mm	
Extended length	1965.92mm	33.61%
Boundary area	24646.00mm <sup>2</sup>	
Tow area	37160.89mm <sup>2</sup>	
Waste	12514.89mm <sup>2</sup>	50.78%

**Sequence.44****Ply44**

PlanarProduct.1 (3/17/2020 11:05:27 AM - DLR\pfan\_he)  
C:\Users\pfan\_he.DLR\Documents\PlanarProduct.1.pdf

Base length	2735.60mm	
Extended length	4314.40mm	61.20%
Boundary area	16848.00mm <sup>2</sup>	
Tow area	44783.74mm <sup>2</sup>	
Waste	27935.74mm <sup>2</sup>	165.81%

**Sequence.45****Ply45**

Base length	2735.34mm	
Extended length	4314.66mm	61.20%
Boundary area	16847.00mm <sup>2</sup>	
Tow area	44784.11mm <sup>2</sup>	
Waste	27937.11mm <sup>2</sup>	165.83%

**Sequence.46****Ply46**

Base length	17353.59mm	
Extended length	936.55mm	5.12%
Boundary area	103531.00mm <sup>2</sup>	
Tow area	116185.56mm <sup>2</sup>	
Waste	12654.56mm <sup>2</sup>	12.22%

**Sequence.47****Ply47**

Base length	17351.68mm	
Extended length	842.67mm	4.63%
Boundary area	103523.00mm <sup>2</sup>	
Tow area	115576.53mm <sup>2</sup>	
Waste	12053.53mm <sup>2</sup>	11.64%

**Sequence.48****Ply48**

Base length	9032.11mm	
Extended length	1150.93mm	11.30%
Boundary area	57269.00mm <sup>2</sup>	
Tow area	64686.52mm <sup>2</sup>	
Waste	7417.52mm <sup>2</sup>	12.95%

**Sequence.49****Ply49**

Base length	9003.20mm	
Extended length	886.46mm	8.96%
Boundary area	57268.00mm <sup>2</sup>	
Tow area	62822.60mm <sup>2</sup>	
Waste	5554.60mm <sup>2</sup>	9.70%

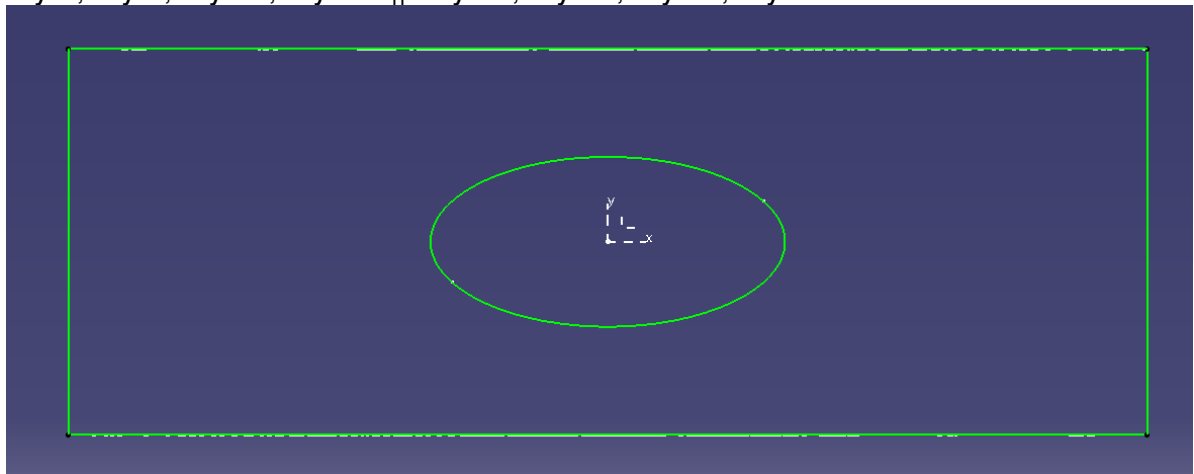
PlanarProduct.1 (3/17/2020 11:05:27 AM - DLR\pfan\_he)  
C:\Users\pfan\_he.DLR\Documents\PlanarProduct.1.pdf

**Sequence.50****Ply50**

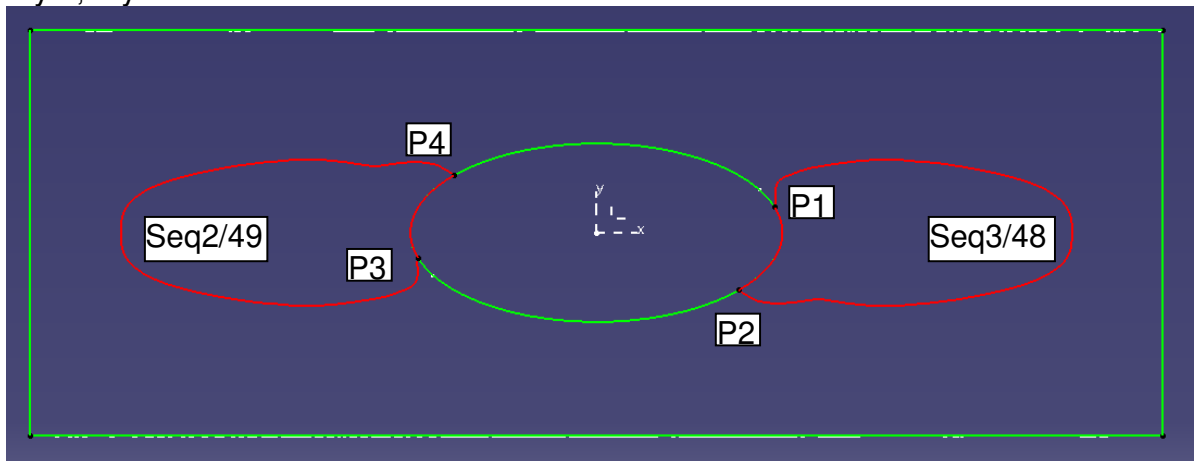
Base length	99406.90mm	
Extended length	1847.13mm	1.82%
Boundary area	620527.00mm <sup>2</sup>	
Tow area	643199.18mm <sup>2</sup>	
Waste	22672.18mm <sup>2</sup>	3.65%

PlanarProduct.1 (3/17/2020 11:05:27 AM - DLR\pfan\_he)  
C:\Users\pfan\_he.DLR\Documents\PlanarProduct.1.pdf

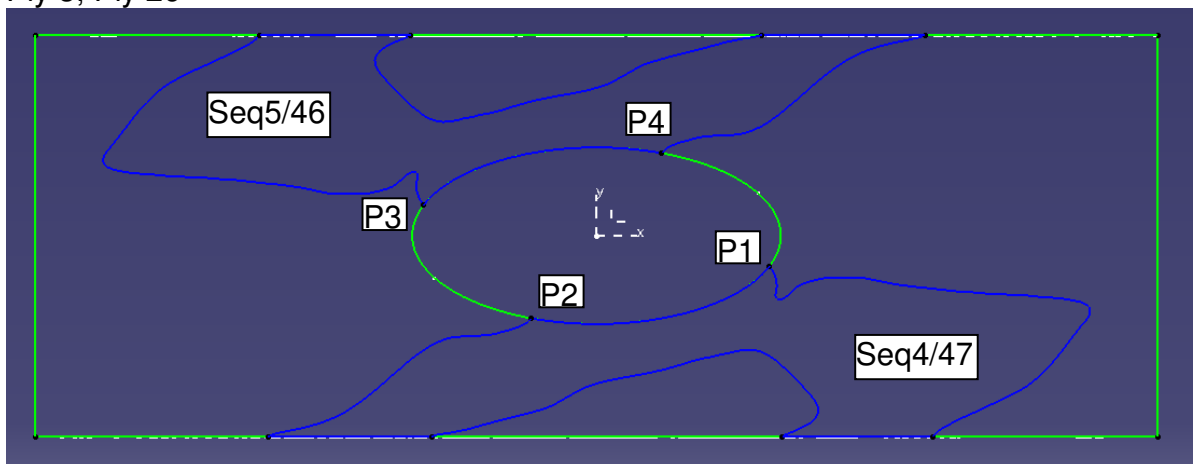
Ply 1, Ply 6, Ply 11, Ply 13 || Ply 16, Ply 18, Ply 23, Ply 28



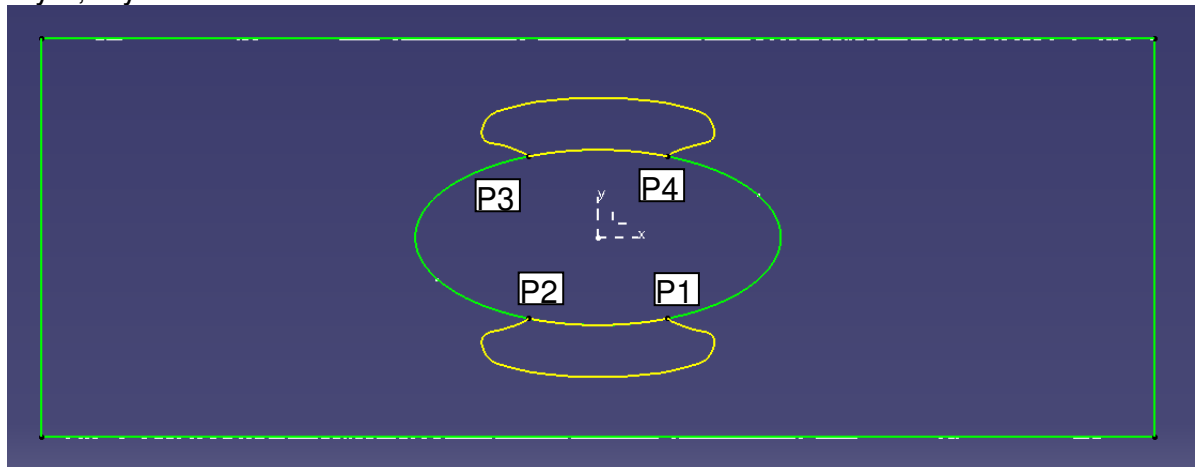
Ply 2, Ply 27



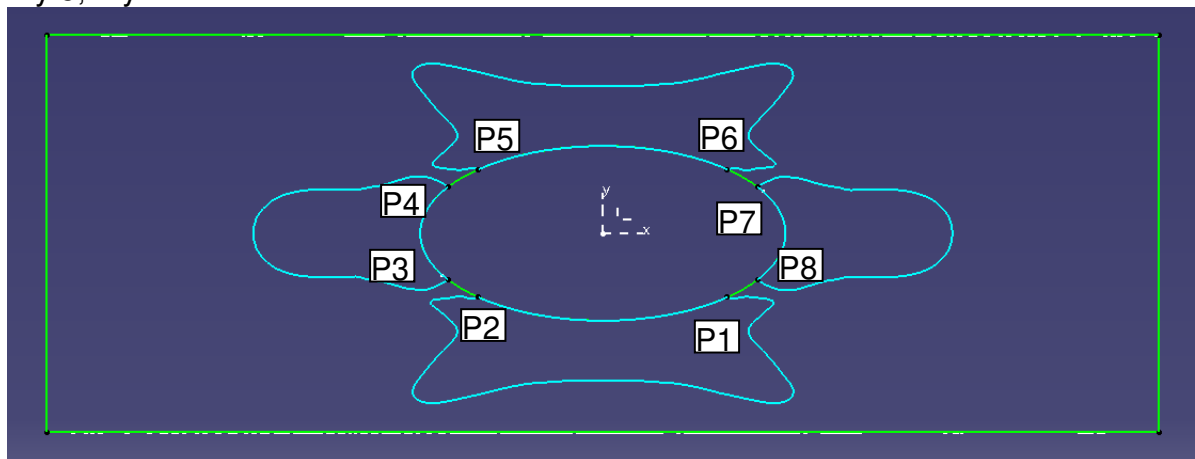
Ply 3, Ply 26



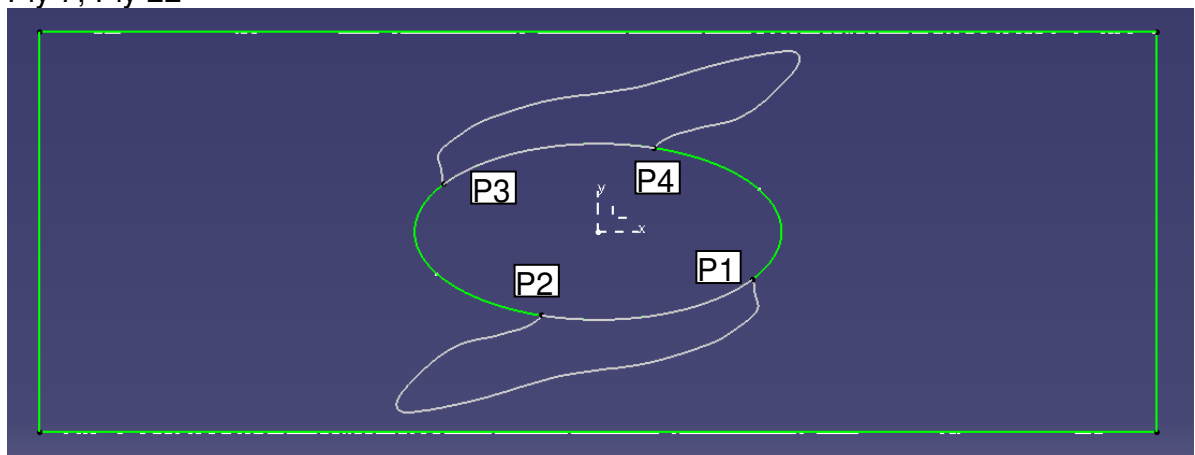
Ply 4, Ply 25



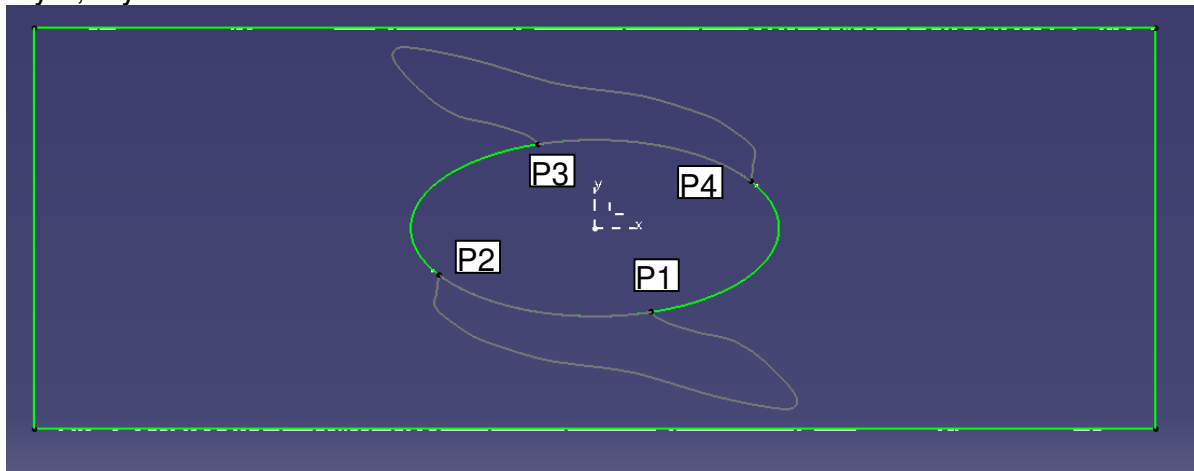
Ply 5, Ply 24



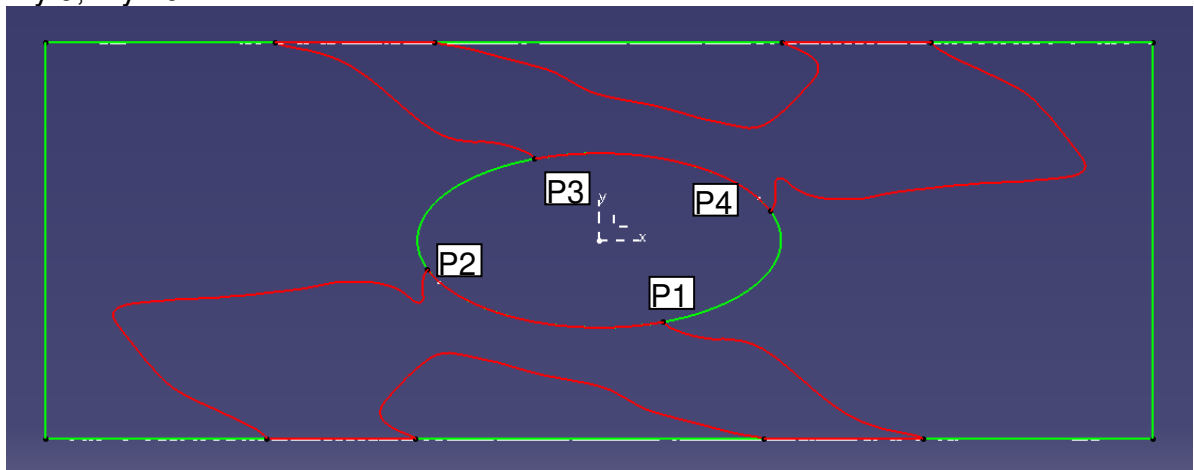
Ply 7, Ply 22



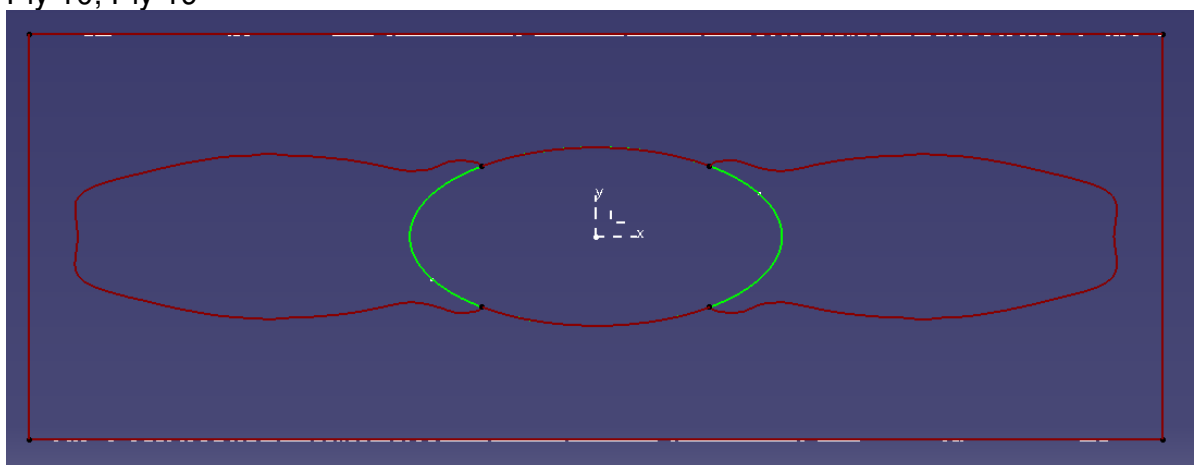
Ply 8, Ply 21



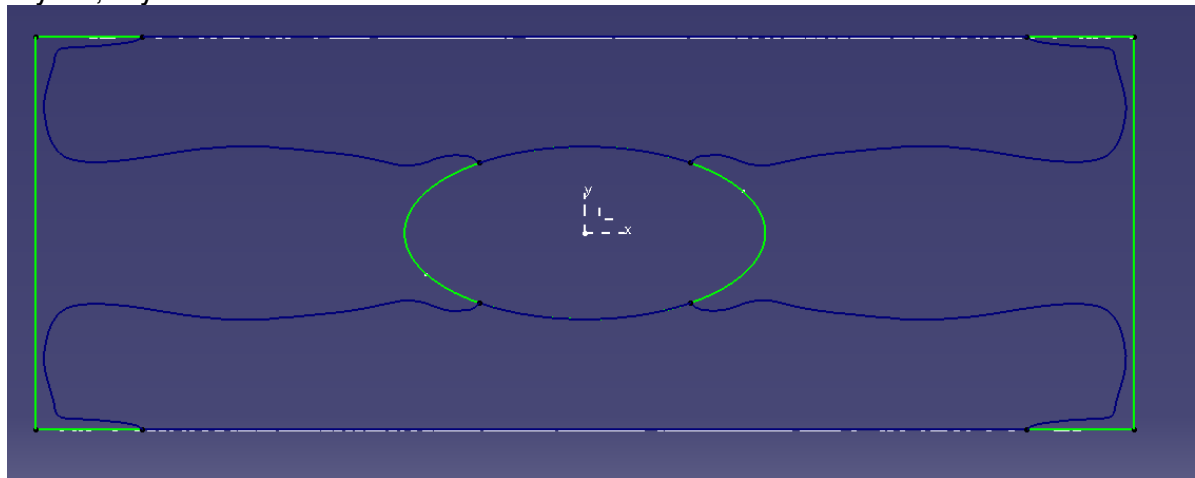
Ply 9, Ply 20



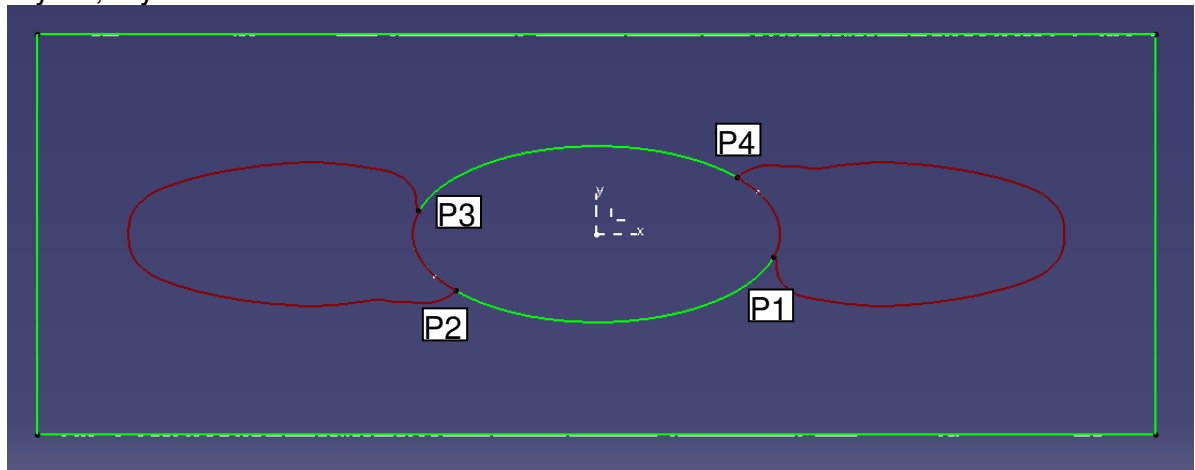
Ply 10, Ply 19



Ply 12, Ply 17



Ply 14, Ply 15





## A.4 Prozess-Parameter

^ Approach / Departure	
Approach horizontal	20.00 mm
Approach vertical	10.00 mm
Departure horizontal	20.00 mm
Departure vertical	10.00 mm
Rapid	40.00 mm

^ Feeds	
Approach speed	0.17 m/s
Cutting speed	0.17 m/s
Initial speed	0.03 m/s
Layup speed	0.17 m/s
Rapid traverse speed	0.50 m/s
Touch-down speed	0.17 m/s

^ Forces	
Maximum contact force	1800.00 N
Minimum contact force	600.00 N
Nominal contact force	1100.00 N

^ General	
Name	Robufil DLR

^ Pressures	
Process pressure	2.00 bar
Traversing pressure	0.50 bar

^ Process parameters	
Minimal Tow length	150.00 mm

^ Roll lengths	
Roll length end	70.00 mm
Roll length start	150.00 mm

^ Temperatures	
Heater off	18.00 °C
Heater on	35.00 °C
Heating offset begin	0.00 mm
Heating offset cut	0.00 mm
Heating offset end	0.00 mm
Heating offset layup	0.00 mm

^ Tow cut area	
After tow cut slow distance	25.00 mm
Prior tow cut slow distance	25.00 mm


  

^ Tow start length	
Active conveying length	0.00 mm
After restart distance	20.00 mm
Prior restart distance	100.00 mm

Dies sind die Prozess-Parameter der automatisierten Ablage per AFP, entnommen aus CAE-SA TapeStation. Sie beziehen sich auf die Ablage, wie sie in Unterabschnitt 4.3.5 endgültig verwendet wurden. Grau hinterlegte Parameter können nicht angepasst werden.

## A.5 Datenblätter

### A.5.1 Datenblatt Fasern



Toray Composite Materials America, Inc.

# T800S

## INTERMEDIATE MODULUS CARBON FIBER

Intermediate modulus, high tensile strength fiber, developed as a cost effective alternative to T800H. This never twisted fiber has excellent tensile composite properties and is specifically designed to meet the weight saving demand of aircraft and high performance recreational products. Excellent processability in traditional manufacturing methods (weaving, braiding, filament winding, prepreg, etc). Manufacturing locations include Japan, US, and France.

#### PRODUCT DESIGNATION

T800S	C	24,000	1	0	E
Fiber Type	Twist*	Filament Count	Sizing Type	Surface Treatment	Sizing Amount

\* C: Never twisted

#### FIBER PROPERTIES

PROPERTY	ENGLISH	METRIC	METHOD
Tensile Strength	853 ksi	5,880 MPa	TY-030B-01
Tensile Modulus	42.7 Msi	294 GPa	TY-030B-01
Strain at Failure		2.0%	TY-030B-01
Density		1.80 g/cm <sup>3</sup>	TY-030B-02
Filament Diameter		5 μm	
Yield	12K	515 g/1000m	TY-030B-03
	24K	1,030 g/1000m	TY-030B-03

#### FUNCTIONAL PROPERTIES

PROPERTY	VALUE
CTE	-0.4 α · 10 <sup>-6</sup> /°C
Specific Heat	0.740 J/g · °C
Thermal Conductivity	0.113 J/cm · s · °C
Electric Resistivity	1.3 x 10 <sup>-3</sup> Ω · cm
Chemical Composition: Carbon	>96%
Na + K	<50 ppm

#### RESIN SYSTEM COMPATIBILITY

SIZING TYPE & AMOUNT	RESIN SYSTEM COMPATIBILITY	METHOD
10E (0.5%)	Epoxy	TY-030B-05
50C (1.0%)	Epoxy, phenolic, polyester, vinyl ester	TY-030B-05

#### COMPOSITE PROPERTIES

PROPERTY	ENGLISH	METRIC	METHOD
Tensile Strength*	477 ksi	3,290 MPa	ASTM D-3039
Tensile Modulus*	24 Msi	163 GPa	ASTM D-3039
Tensile Strain		1.94%	ASTM D-3039
Compressive Strength*	216 ksi	1,490 MPa	SACMASRM1R-94
Flexural Strength*	247 ksi	1,700 MPa	ASTM D-790
Flexural Modulus*	21 Msi	145 GPa	ASTM D-790
ILSS	13 ksi	87.9 MPa	SACMASRM1R-94
In Plain Shear Strength	20 ksi	135 MPa	ASTM D-3518
90° Tensile Strength	11 ksi	79 MPa	ASTM D-3039

\*Normalized to 60% fiber volume. Cured with #2592 epoxy at 130 °C.

HIGH PERFORMANCE CARBON FIBER  
**TORAYCA**

## T800S

T800S Rev. 1: Updated April 13, 2018



www.toraycma.com  
253-846-1777

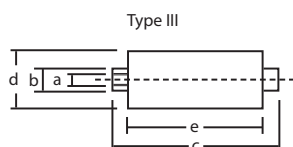
**TORAY**

Toray Composite Materials America, Inc.

**T800S**HIGH PERFORMANCE CARBON FIBER  
**TORAYCA****PACKAGING**

The table below summarizes the tow sizes, twists, sizing types, and packaging available for standard material. Other bobbin sizes may be available on a limited basis.

TOW SIZES	SIZING	BOBBIN NET WEIGHT (kg)	BOBBIN TYPE	BOBBIN SIZE (mm)					SPOOL PER CASE	CASE NET WEIGHT (kg)
				a	b	c	d	e		
12K	50C	4.0	III	76.5	82.5	280	160	252	6	24
24K	10E	7.8	III	76.5	82.5	280	198	252	4	31.2

**Bobbin Type:**

Please refer to SDS for handling and disposal.

**For more information or purchasing inquiries:**  
[sales@toraycma.com](mailto:sales@toraycma.com) | [www.toraycma.com](http://www.toraycma.com) | 253-846-1777

The data listed herein are lot averages and for reference purposes only. The results are not intended for specification purposes. These commodities, technology or software were exported from the United States in accordance with the Export Administration Regulations. Diversion contrary to U.S. law is prohibited.

T800S Rev. 1: Updated April 13, 2018

Dieses Datenblatt [113] bezieht sich lediglich auf die Fasern, welche beim verwendeten Prepreg zum Einsatz kommen. Da das Harz eine Eigenanfertigung des ITCF ist, können hierfür, beziehungsweise für das gesamte Prepreg-Material, keine Daten angegeben werden.

## A.5.2 Datenblatt Trennfolie



5700 Skylab Road  
Huntington Beach  
CA 92647 USA

Phone : +1 714-899-8100  
Fax : +1 714-899-8179

E-mail : [airtech@airtechintl.com](mailto:airtech@airtechintl.com)  
Website : [www.airtechonline.com](http://www.airtechonline.com)

## Data Sheet

## WRIGHTLON® 5200

## High performance fluoropolymer release film

## ■ DESCRIPTION

Wrightlon® 5200 release film has an excellent elongation which ensures that it will conform to complex curvatures. It is capable of cure temperatures up to 500°F (260°C). This film will release from most resin systems and will provide a glossy finish when used directly on the laminate. All standard perforations are available. Please see our perforation table in this section.

## ■ BENEFITS

- Good elongation and strength reduces tearing and bridging in corners, so less rework on resin rich corners.
- Wider films reduce seams yielding faster bagging and safer cures for large parts.
- High visibility colors reduces risk of leaving film on cured parts or confusion between perforation styles.

## ■ TECHNICAL DATA

		Test method
Material type	ETFE	
Elongation at break	350 %	ASTM D 882
Tensile strength	7000 psi (48 MPa)	ASTM D 882
Maximum use temperature	500°F (260°C)	
Materials to avoid	Compatible with most resin systems	
Color	Blue/Red/Clear	
Shelf life	Unlimited when stored in original packaging at 72°F (22°C)	

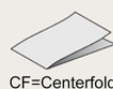
## ■ SIZES

Thickness	Width	Forms Available*
0.0006 inch (15 µm)	up to 48 inches (1.22 m)	SHT
0.001 inch (25 µm)	up to 120 inches (3.05 m)	SHT, CF
0.002 inch (50 µm)	up to 60 inches (1.52 m)	SHT

- For more sizes, see the *Commonly Used Sizes* chart in this section.
- Custom shapes and sizes are available, please contact Airtech for more information.



\*SHT=Sheeting



CF=Centerfold

## ■ NOTES

- The maximum use temperature is dependent upon the duration at maximum temperature and is process specific, Airtech recommends testing prior to use.
- Wrightlon® 5200 is available treated inside (TIS), outside (TOS), or both sides (TBS). Shelf life is 18 months from date of shipment when stored in original packaging at 72°F (22°C).

Last updated : 2020-02-11

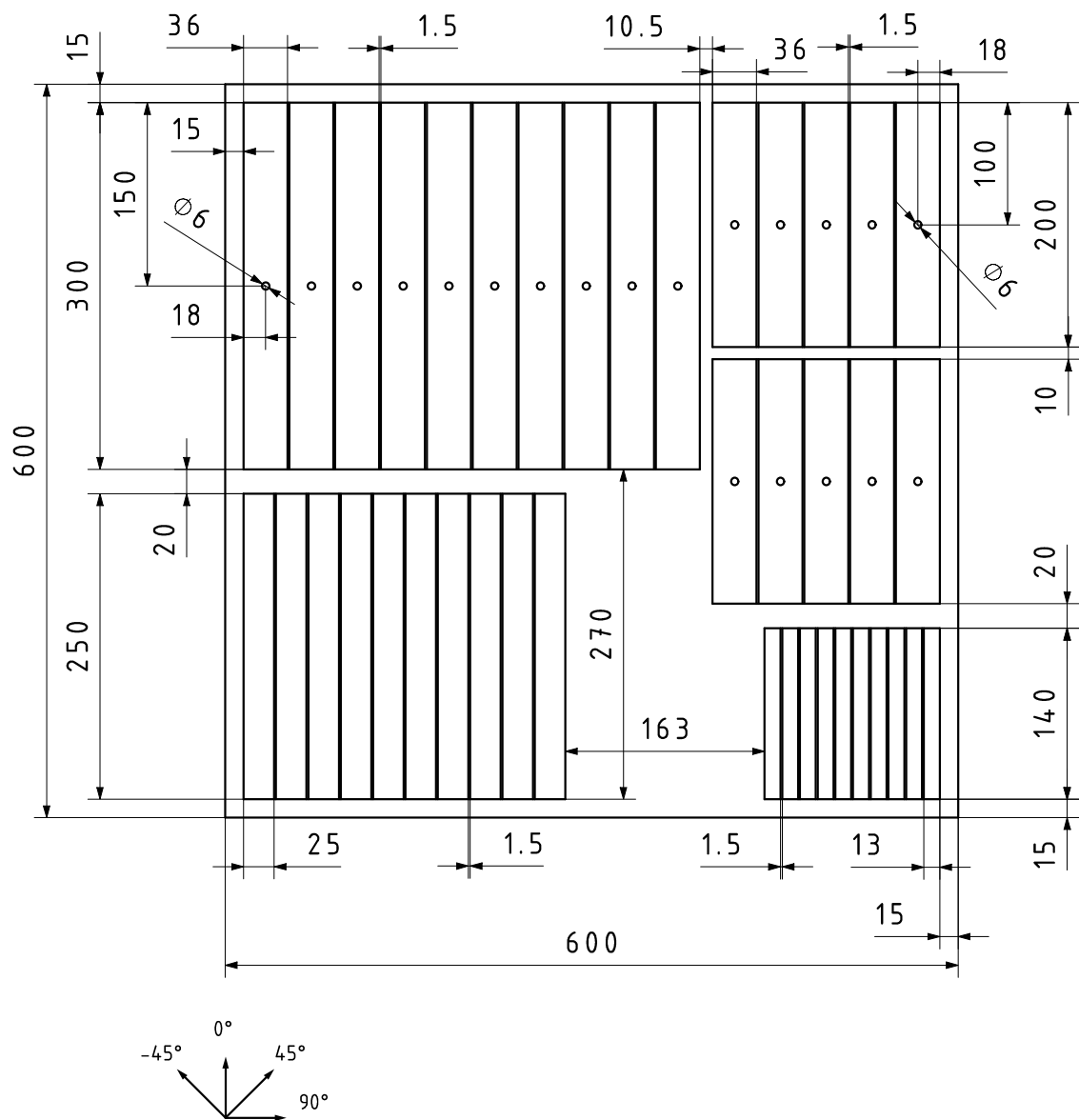
Catalog position : [Release films](#)

As the conditions or methods of use, including storage, are beyond our control, Airtech Europe does not assume any responsibility for the performance of this material for any particular use. The material is sold "as is". Airtech Europe disclaims, and buyer waives, any and all implied warranties, including without limitation the implied warranties of merchantability and of fitness for particular use. The information contained herein represents typical properties and should not be used for specification purposes. This translation is provided for your convenience only. The official language is English and the official law is Luxembourg.

Dieses Datenblatt [114] bezieht sich auf die Trennfolien, welche bei der automatisierten Ablage verwendet wurden und Dicken von 0,001 " (25 µm) beziehungsweise 0,002 " (50 µm) aufweisen.

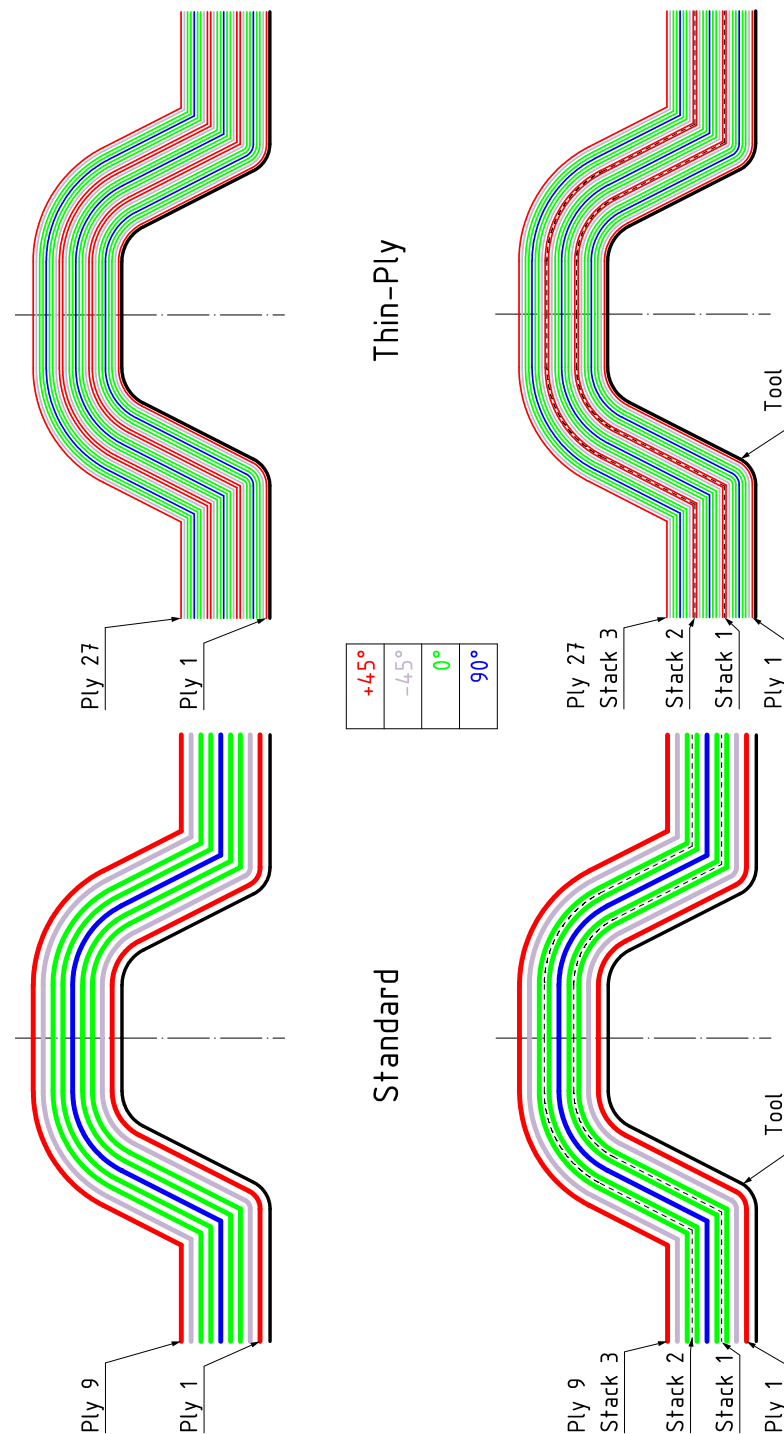
## A.6 Technische Zeichnungen

### A.6.1 Säge-Plan der Panels



Diese technische Zeichnung zeigt das bemaßte Panel für das Zusägen aller Proben einer Dicke gemäß Unterabschnitt 3.2.2.

## A.6.2 Lagenaufbauten der Omega-Stringer



Dies ist die Visualisierung der Lagenaufbauten der Omega-Stringer entsprechend der Beschreibung in Unterabschnitt 5.2.3 aus Standard-Material (links) und Thin-Ply (rechts). Unten erfolgt die Einteilung in Pre-Stacks, welche als Stack 1-3 beschriftet und durch eine gestrichelte Linie gekennzeichnet sind. Die unterschiedlichen Lagenorientierungen sind gemäß der Legende farblich markiert.

## **Eidesstattliche Erklärung und Urheberrecht bei studentischen Arbeiten**

Hiermit räume ich, *Pfannkuche, Henning, Matrikelnummer 2859408, Vierthauen 17, 79576 Weil am Rhein*, der Universität Stuttgart, Institut für Flugzeugbau, ein kostenloses, zeitlich und räumlich unbeschränktes, einfaches Nutzungsrecht an der von mir erstellten Masterarbeit mit dem Titel

### **Untersuchung des Verhaltens und der Verarbeitung von Thin-Ply Prepreg mittels Fertigungsversuchen und Parameterstudien**

und den im Rahmen dieser Arbeit entstandenen Arbeitsergebnissen ein. Ich erkläre, die Arbeit selbständig verfasst und bei der Erstellung dieser Arbeit die einschlägigen Bestimmungen, insbesondere zum Urheberrechtsschutz fremder Beiträge, eingehalten zu haben. Soweit meine Arbeit fremde Beiträge (z.B. Bilder, Zeichnungen, Textpassagen) enthält, erkläre ich, dass diese Beiträge als solche gekennzeichnet sind (z.B. Zitat, Quellenangabe) und ich eventuell erforderlich gewordene Zustimmungen der Urheber zur Nutzung dieser Beiträge in meiner Arbeit eingeholt habe. Für den Fall der Verletzung Rechte Dritter durch meine Arbeit, erkläre ich mich bereit, der Universität Stuttgart einen daraus entstehenden Schaden zu ersetzen bzw. die Universität Stuttgart auf deren Aufforderung von eventuellen Ansprüchen Dritter freizustellen.

Das der Universität Stuttgart hiermit eingeräumte Nutzungsrecht erstreckt sich auf sämtliche bekannte Nutzungsarten und umfasst neben dem Recht auf Nutzung der Arbeitsergebnisse in Forschung, Lehre und Studium, insbesondere das Recht der Vervielfältigung und Verbreitung, das Recht zur Bearbeitung und Änderung inklusive Nutzung, Vervielfältigung und Verbreitung der dabei entstehenden Ergebnisse, sowie insbesondere das Recht der öffentlichen Zugänglichmachung im Internet sowie das Recht der Weiterübertragung auf einen Dritten ohne meine erneute Zustimmung.

Mir ist bekannt, dass die Einräumung des Nutzungsrechts der öffentlichen Zugänglichmachung auch beinhaltet, dass mein Name im Zusammenhang mit dem Titel der oben genannten Arbeit auf den Webseiten der Universität Stuttgart genannt werden kann. Mir ist auch bekannt, dass - sofern meine Arbeit selbst nicht im Internet zugänglich gemacht wird - die Einräumung des Nutzungsrechts der öffentlichen Zugänglichmachung auch umfasst, dass die Universität Stuttgart auf ihren Webseiten meinen Namen im Zusammenhang mit dem Titel der oben genannten Arbeit (z.B. in Listen über am Institut abgeschlossene studentische Arbeiten) nennen kann.

Außerdem übertrage ich der Universität Stuttgart das Eigentum an einem von mir der Bibliothek des Instituts für Flugzeugbau kostenlos zur Verfügung gestellten Exemplars meiner oben genannten Arbeit und räume der Universität Stuttgart auch für dieses Exemplar die oben genannten Nutzungsrechte ein.

---

Ort, Datum, Unterschrift

