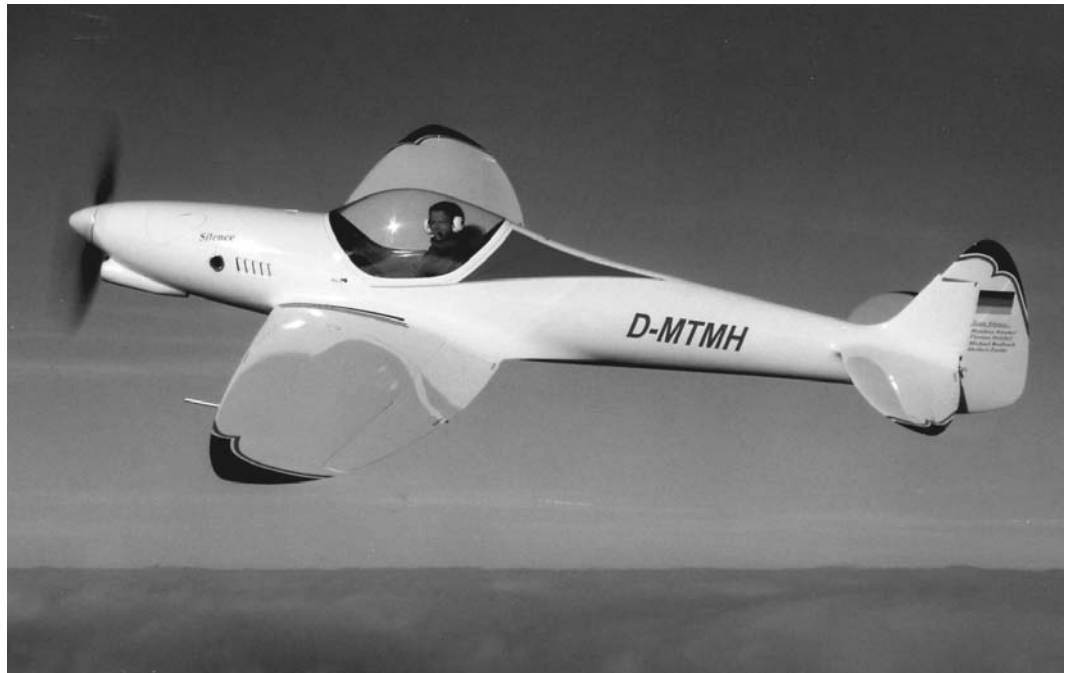
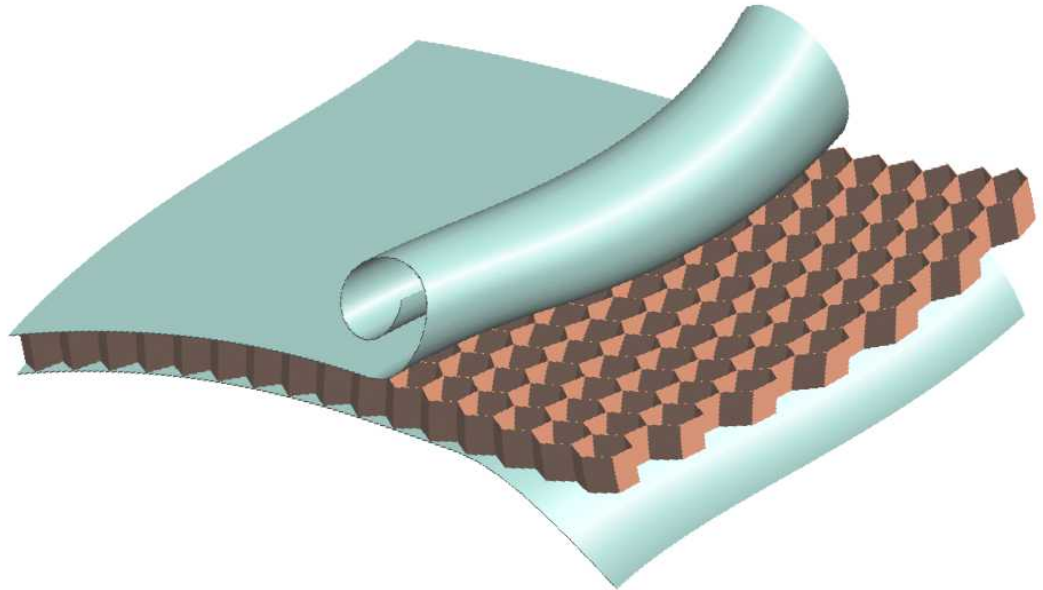


Systematische Entwicklung von Ultra-Leichtbaukonstruktionen in Faserverbund-Wabensandwichbauweise am Beispiel eines Kleinflugzeuges



Herbert Funke

**Systematische Entwicklung
von Ultra-Leichtbaukonstruktionen
in Faserverbund-Wabensandwichbauweise
am Beispiel eines Kleinflugzeuges**

zur Erlangung des akademischen Grades eines
DOKTORS DER INGENIEURWISSENSCHAFTEN (Dr.-Ing.)
vom Fachbereich 10 Maschinentechnik
der Universität-Gesamthochschule Paderborn

genehmigte
DISSERTATION

von
Dipl.-Ing. Herbert Funke
aus Langenberg

Tag des Kolloquiums: 27. August 2001
Referent: Prof. Dr.-Ing. Walter Jorden
Korreferent: Prof. Dr.-Ing. Bernd Klein

Herbert Funke

Dieses Werk ist urheberrechtlich geschützt.

Alle Rechte, auch die der Übersetzung, des Nachdrucks und der Vervielfältigung des Buches oder Teilen daraus, vorbehalten.

© 2001 Herbert Funke, Rheda-Wiedenbrück

ISBN 3-00-008670-6

Sie erhalten dieses Dokument kostenlos unter: <http://www.r-g.de>

Vorwort

Als ich vor mehr als 10 Jahren auf einer Messe zum ersten Mal die besonderen Leichtbaueigenschaften eines Wabensandwichbauteils "begreifen" konnte, ahnte ich noch nicht, wie intensiv ich mich einmal mit dieser Bauweise beschäftigen sollte.

Polyamid-Wabenkerne waren zum damaligen Zeitpunkt gerade erst kommerziell verfügbar geworden und es erschien offensichtlich, dass insbesondere in Verbindung mit FVK-Deckhäuten Leichtbaukonstruktionen in besonderer Güte entwickelt werden könnten. Technische Unterlagen zu diesem Thema gab es derzeit kaum, so dass die Herstellung erster Wabensandwichbauteile mit der typischen Neugier eines Studenten der Konstruktionslehre mehr auf dem Prinzip "Versuch und Irrtum" denn auf einer gesicherten wissenschaftlichen Basis erfolgte. Schnell wurde aber klar, dass die erfolgreiche Umsetzung dieser Bauweise einer systematischen Analyse der mechanischen, der konstruktiven wie auch der produktionsspezifischen Parameter bedurfte.

So widmete ich meine Studien in der Folgezeit intensiv dem Leichtbau von Wabensandwichkonstruktionen. Ein Resultat dieser Arbeit ist die nun vorliegende Dissertation, die zum Teil während meiner Tätigkeit als wissenschaftlicher Mitarbeiter am Laboratorium für Konstruktionslehre (LKL) der Universität-Gesamthochschule Paderborn entstand und schließlich berufsbegleitend abgeschlossen wurde.

Mein Dank gilt allen MitarbeiterInnen und StudentInnen die mich während meiner Arbeit am LKL unterstützt, beraten, motiviert oder wie auch immer begleitet haben. Ich habe jede Tätigkeit am LKL gerne ausgeübt, und es waren dabei in erster Linie die kreative Atmosphäre und der freundliche Geist der Leute, die mich hierbei immer wieder motiviert haben.

Ein besonderer Dank gilt Herrn Professor Walter Jorden, der als Leiter des LKL nicht nur für die gute Atmosphäre verantwortlich war, sondern sie auch entscheidend geprägt hat. Durch seine stets konstruktive und offene Wesensart hat er, so hoffe ich, auch mich ein wenig geprägt. Zumindest schätzte ich mich glücklich, wenn ich dies nur ein wenig behaupten dürfte. Darüber hinaus danke ich ihm aber auch für die Unterstützung und Beratung in allen Forschungsprojekten und besonders für die Betreuung meiner Promotion. Besonders gefreut hat mich, dass Herr Prof. Dr.-Ing. Bernd Klein, Leiter des Fachgebietes Konstruktiver Leichtbau an der Universität-Gesamthochschule Kassel, das Korreferat übernommen hat. Ihm danke ich wie Herrn Prof. Dr.-Ing. Helmut Potente sowie Herrn Professor Josef Schlattmann für ihr Mitwirken in der Promotionskommission.

Von den vielen Kolleginnen und Kollegen am LKL danke ich besonders Josef Schlattmann und Klaus Dürkopp. Josef hatte mich schon als Student "unter seine Fittiche genommen" und stand mir auch während meiner Assistententätigkeit stets mit Rat und Tat zur Seite. Klaus hat mich nicht nur jahrelang als Bürokollegen ertragen müssen, sondern mit ihm durfte ich auch erleben, dass Arbeit trotz oder gerade wegen aller Ernsthaftigkeit auch Spaß machen kann und dass sich insbesondere im Team, in dem sich der eine blind auf den anderen verlassen kann, fast zwangsläufig der Erfolg einstellen muss.

Ein besonders liebevoller Dank gebührt aber auch Christiane Dürkopp, die als designierte Deutschlehrerin mit der Korrektur dieser Arbeit die schier hoffnungslose Aufgabe übernommen hatte, einem Besserwisser, der meinte die deutsche Grammatik zu beherrschen, die neue deutsche Rechtschreibung zu infiltrieren. Ich denke, es ist ihr in Ansätzen gelungen.

Ein großer Dank gilt den Hauptakteuren des Teames Silence, namentlich Matthias und Thomas Strieker sowie Mike Rudbach. Die Entwicklung der Silence hat gezeigt, dass man mit vergleichsweise geringen finanziellen Mitteln, aber mit enormer Willensstärke und dem richtigen Know How große Dinge bewegen kann. Daher bin ich besonders glücklich, hierbei mitwirken zu dürfen. Aber auch allen anderen, die dieses außergewöhnliche Projekt mit unterstützt haben, möchte ich an dieser Stelle besonders danken.

Dabei möchte ich insbesondere die Firma R&G Faserverbundwerkstoffe erwähnen, die nicht nur das Silence-Projekt sondern auch viele meiner experimentellen Studien unterstützt hat und stets mit fachlichem Rat zur Seite stand.

Der abschließende, ganz große Dank gebührt meiner Familie und insbesondere meiner lieben Frau Heike. Nur mit ihrer Unterstützung und unermüdlichen Geduld war es mir möglich, diese Arbeit durchzuführen und letztlich auch mit Erfolg abzuschließen.

Rheda-Wiedenbrück, im Oktober 2001

Herbert Funke

Veröffentlichte Teilergebnisse der Dissertation:

FUNKE, H:

Leichtbau mit Faserverbundwerkstoffen. Skriptum zur Vorlesung an der Universität-Gesamthochschule Paderborn; SS 1999, SS 2000

FUNKE, H:

Das Tempern; Epoxidharze und Temperatur. Aufsatz im Handbuch "FASERVERBUNDWERKSTOFFE"; Firma R&G Faserverbundwerkstoffe, Im Meißel 7, 71111 Waldenbuch, 1999

FUNKE, H:

Überschlägiges Dimensionieren mit Faserverbundwerkstoffen. Aufsatz im Handbuch "FASERVERBUNDWERKSTOFFE"; Firma R&G Faserverbundwerkstoffe, Im Meißel 7, 71111 Waldenbuch, 1999

FUNKE, H:

Formenbau mit GFK. Aufsatz im Handbuch "FASERVERBUNDWERKSTOFFE"; Firma R&G Faserverbundwerkstoffe, Im Meißel 7, 71111 Waldenbuch, 1999

FUNKE, H:

Glasfilamentgewebe, Aramidgewebe, Kohlegewebe, UD-Gewebebänder: Harzverbrauch, Laminatdicken und Laminatgewicht. Zusammenstellung von Laminatkennwerten im Handbuch "FASERVERBUNDWERKSTOFFE"; Firma R&G Faserverbundwerkstoffe, Im Meißel 7, 71111 Waldenbuch, 1999

FUNKE, H:

Höchstleistungen durch Wabensandwichbauweise. Aufsatz im Handbuch "FASERVERBUNDWERKSTOFFE"; Firma R&G Faserverbundwerkstoffe, Im Meißel 7, 71111 Waldenbuch, 1999

Patente:

Verstellpropeller, Patentanmeldung, März 2001 (Aktenzeichen 01110866.9)

Inhaltsverzeichnis

Seite

1	Einleitung	1
2	Problemstellung und Zielsetzung aus dem derzeitigen Kenntnisstand	3
2.1	Leichtbau.....	3
2.1.1	Konzeptioneller Leichtbau.....	3
2.1.2	Strukturoptimierter Leichtbau.....	4
2.1.3	Bedingungsleichtbau.....	5
2.1.4	Werkstoffleichtbau.....	6
2.2	Faserverbundwerkstoffe.....	7
2.2.1	Matrixwerkstoffe.....	8
2.2.2	Verstärkungsfasern.....	11
2.2.3	Textile Flächengebilde.....	15
2.2.3.1	Vliese.....	15
2.2.3.2	Gewebe, Gelege und Geflechte.....	16
2.2.3.3	Gestricke und Gewirke.....	18
2.2.4	Wabenkerne.....	19
2.3	Herstellung von Faserverbundbauteilen.....	22
2.3.1	Handarbeitsverfahren.....	22
2.3.2	Prepregverarbeitung.....	23
2.3.3	Faserspritzverfahren.....	24
2.3.4	Wickelverfahren.....	24
2.3.5	Schleuderverfahren.....	25
2.3.6	Pressverfahren.....	25
2.3.7	Pultrusion (Strangziehverfahren).....	26
2.3.8	Härteverfahren.....	27
2.3.9	Auswahl eines geeigneten Herstellverfahrens.....	30
2.4	Gestaltung von Faserverbundkonstruktionen.....	32
2.4.1	Allgemeine Gestaltungsregeln.....	32
2.4.2	Versteifung durch Sandwichbauweisen.....	34
2.4.3	Gestaltung von Krafeinleitungen.....	36
2.4.4	Entformbarkeit.....	39

	Seite
2.5 Berechnung von Faserverbundkonstruktionen.....	40
2.5.1 Die Mikromechanik der Einzelschicht	40
2.5.2 Die Makromechanik mehrschichtiger Lamine	41
2.5.3 Zielsetzung einer vereinfachten Vordimensionierung.....	43
2.5.4 Dimensionierung anhand von Werkstoffkennwerten.....	43
2.5.5 Ermittlung der Laminatsteifigkeiten mit Hilfe der Composite Disc	48
2.6 Sandwichkonstruktionen.....	49
2.6.1 Steifigkeit von Sandwichelementen	49
2.6.2 Nachweis einer genügenden Beulsteifigkeit	51
2.7 Zielsetzung	53
3 Ermittlung der Steifigkeit von Wabensandwichplatten	55
3.1 Mechanische Voraussetzungen	55
3.2 Versuchsaufbau	57
3.3 Prüfplatten.....	58
3.3.1 Aufbau der Prüfplatten	58
3.3.2 Spezifikationen der Ausgangsprodukte	61
3.3.2.1 Laminierharze.....	61
3.3.2.2 Verstärkungsgewebe	61
3.3.2.3 Wabenkerne.....	63
3.4 Versuchsdurchführung.....	64
3.5 Versuchsauswertung	65
3.5.1 Auswertung der Durchbiegung über den Druckverlauf.....	65
3.5.2 Berücksichtigung der Schubverformung	67
3.5.3 Darstellung der Ergebnisse	69
3.5.4 Bewertung der Ergebnisse	73
3.5.4.1 GFK-Wabensandwichplatten	73
3.5.4.2 CFK-Wabensandwichplatten	79
3.5.4.3 AFK-Wabensandwichplatten	80
3.5.4.4 Vergleich zwischen den GFK-, CFK- und AFK-Wabensandwichplatten	81
3.6 Zusammenfassung der experimentellen Untersuchungen	83

	Seite
4 Entwicklungssystematik für den Ultraleichtbau in FVK-Wabensandwichbauweise	85
4.1 Gestaltung von Faserverbund-Wabensandwichbauteilen.....	85
4.1.1 Anwendungsbereiche für Wabensandwichkonstruktionen.....	85
4.1.2 Möglichkeiten der Formgestaltung.....	86
4.1.2.1 Platten- und Schalenkonstruktionen	87
4.1.2.2 Wabenkonstruktionen beliebig geformter Körper.....	87
4.1.2.3 Randgestaltung	89
4.1.2.4 Mehrfachsandwichaufbauten	90
4.1.2.5 Verformen ausgehärteter Platten- und Schalenkonstruktionen.....	90
4.1.3 Verklebung zwischen Wabenkern und Deckhäuten.....	92
4.1.4 Gestaltung von Krafteinleitungen	93
4.1.5 Verbindungstechniken	93
4.1.5.1 Nicht lösbare Verbindungen.....	93
4.1.5.2 Lösbare Verbindungen.....	95
4.2 Dimensionierung von FVK-Wabensandwichkonstruktionen	96
4.2.1 Dimensionierung der Decklagen.....	97
4.2.1.1 Auswahl des Decklagenwerkstoffes	97
4.2.1.2 Bestimmung von Laminatstärke und Faserorientierung	99
4.2.2 Dimensionierung des Wabenkerns	102
4.2.2.1 Auswahl des Wabenkerns	102
4.2.2.2 Bestimmung der Wabenkernstärke biegebeanspruchter Träger.....	104
4.2.2.3 Berücksichtigung asymmetrischer Deckschichtaufbauten bei biegebeanspruchten Trägern	105
4.2.2.4 Berechnungsbeispiel: Sandwichträger mit konstanter Streckenlast	106
4.2.3 Beulnachweis	107
4.2.3.1 Bestimmung des Steifigkeits-Erhöpfungsfaktors κ	108
4.2.3.2 Ermittlung des Beulfaktors k	108
4.2.3.3 Rechnerische Bestimmung des wirksamen Elastizitätsmoduls.....	112
4.2.3.4 Experimentelle Bestimmung des wirksamen Elastizitätsmoduls.....	113

	Seite
4.3 Leitregeln zur systematischen Entwicklung von Faserverbund-Wabensandwichkonstruktionen	114
4.3.1 Konzeptionierung	114
4.3.2 Entwurf	114
4.3.3 Detailgestaltung	115
4.3.4 Dimensionierung	116
4.3.5 Herstellung	117
5 Entwicklung des Ultraleichtflugzeuges Silence	118
5.1 Ultraleichtflugzeuge: Begriffsbestimmung	118
5.2 Beschreibung des Ultraleichtflugzeuges Silence	119
5.2.1 Entwicklungsziel	119
5.2.2 Aufbau des Flugzeuges	120
5.2.3 Technische Daten	120
5.2.3.1 Geometriedaten	120
5.2.3.2 Gewichte	121
5.2.3.3 Leistungsdaten	121
5.2.4 Bauausführung	122
5.3 Flugzeugentwurf und Bauteilentwicklung	123
5.3.1 Rumpf	123
5.3.2 Sicherheitscockpit	126
5.3.2.1 Das Monocoque als integrales Sicherheitscockpit	126
5.3.2.2 Anbindung der Sicherheitsgurte	127
5.3.3 Einbau des Rettungsgerätes	128
5.3.4 Tragflügel und Leitwerke	129
5.3.4.1 Aufbau der Tragflügel und Leitwerke in Schalenbauweise	129
5.3.4.2 Befestigung von Tragflügeln und Leitwerken mit dem Rumpf	130
5.3.4.3 Anbindung der Ruderklappen	131
5.3.5 Einziehfahrwerk	132
5.3.6 Antriebseinbau	135
5.3.7 Verstellpropeller	137
5.3.7.1 Aerodynamische Auslegung des Verstellpropellers	137
5.3.7.2 Konstruktiver Aufbau	138

	Seite
5.4 Dimensionierung der Strukturbauteile.....	140
5.4.1 Lastannahmen	140
5.4.2 Formulierung des Laminataufbaus	142
5.4.3 Rechnerischer Festigkeitsnachweis am Beispiel des Tragflügels	143
5.4.3.1 Torsionsfestigkeit der Tragflügelschale	143
5.4.3.2 Beulnachweis für die Tragflügelschale	144
5.4.3.3 Dimensionierung der Holmgurte.....	145
5.4.3.4 Dimensionierung des Holmsteges.....	146
5.5 Formenbau und Bauteilherstellung.....	147
5.5.1 Herstellung der Urmodelle.....	148
5.5.1.1 Tragflügel-Urmodell.....	148
5.5.1.2 Rumpf-Urmodell	149
5.5.2 Herstellung der Negativformen.....	152
5.5.3 Herstellung der Wabensandwichbauteile.....	154
5.5.4 Fertigstellung.....	158
5.5.5 Gewichtsanalyse.....	159
5.6 Erprobung	161
5.6.1 Belastungstests	161
5.6.2 Dynamische Untersuchungen.....	163
5.6.3 Flugerprobung	164
6 Zusammenfassung und Ausblick	166
6.1 Die wichtigsten Ergebnisse im Überblick	166
6.2 Ausblick.....	168
7 Verzeichnisse	169
7.1 Formelzeichen und Indizes	169
7.1.1 Lateinische Formelzeichen	169
7.1.2 Griechische Formelzeichen und Sonderzeichen	170
7.1.3 Indizes	171
7.2 Literatur	171

1 Einleitung

Faserverbundwerkstoffe gelten als zukunftsweisende Werkstoffe, denen aufgrund ihrer besonderen gewichtsspezifischen Eigenschaften ein hohes Potenzial im Bereich von Leichtbaukonstruktionen prognostiziert wird. Dabei sind Faserverbundwerkstoffe grundsätzlich verschieden von konventionellen Werkstoffen und stellen Konstrukteure, die mit der Anwendung dieser Werkstoffe nur wenig vertraut sind, vor schwierige Aufgaben. Das Problem ist dabei fast immer das Fehlen von Werkstoffkennwerten, da im Unterschied zu konventionellen Konstruktionswerkstoffen der Faserverbundwerkstoff erst bei der Bauteilherstellung entsteht und seine Kennwerte somit von produktionsspezifischen Parametern abhängen. Darüber hinaus muss der Anwender von Faserverbundwerkstoffen das anisotrope Werkstoffverhalten, gänzlich verschiedene Versagensmechanismen und auch ungewohnte Produktionstechnologien und Verfahren berücksichtigen.

Diese Andersartigkeit kann wohl als Hauptgrund dafür gesehen werden, dass Faserverbundwerkstoffe, obwohl sie doch in einigen spezifischen Anwendungsbereichen schon seit Jahren umfassend eingeführt sind, in weiten Bereichen des Maschinenbaus immer noch wenig verbreitet sind. Interessanter Weise fällt im Zusammenhang mit Faserverbundwerkstoffen immer wieder der Begriff „High-Tech-Werkstoff“. Abgesehen davon, dass der Begriff High-Tech stets einer subjektiven Betrachtung unterliegt, besteht hier auch einiger Klärungsbedarf: Faserverbundwerkstoffe können ganz gewöhnliche Werkstoffe sein. Sie müssen nicht unbedingt wesentlich teurer und auch nicht schwieriger anzuwenden sein als andere Werkstoffe. Ihre Anwendung beinhaltet häufig hochspezialisierte Produktionstechnologien, kann aber andererseits manchmal auch mit sehr einfachen Mitteln erfolgen.

Der Begriff Faserverbundwerkstoffe umfasst eine schier unbegrenzte Vielzahl möglicher Faser-Matrix-Kombinationen. Diese Arbeit wird sich dabei auf den Bereich der faserverstärkten Kunststoffe, kurz FVK, beschränken. Selbst in diesem Teilgebiet der Faserverbundtechnologie gibt es noch derart viele Kombinationsmöglichkeiten, dass eine umfassende Darstellung des Themas nicht möglich ist. Daher beschränkt sich diese Arbeit ganz bewusst auf die gängigsten Werkstoffkombinationen.

Will man das Leichtbaupotential von Faserverbundbauteilen ausschöpfen, ist ein ganzheitlicher Lösungsansatz unabdingbar. Der Konstrukteur befindet sich dabei in einem kreativen Entwicklungsprozess. Er muss versuchen, die Konstruktion als Ganzes, d. h. mit dem Zusammenwirken von äußeren Einflußgrößen und den dadurch hervorgerufenen Reaktionen innerhalb der Struktur zu erfassen. Dieser Ansatz erfordert vor allem ein umfassendes Verständnis mechanischer Zusammenhänge und für Faserverbundkonstruktionen im Speziellen die Kenntnis über besondere Verhaltensweisen dieser „neuen“ Werkstoffe.

Die vorliegende Arbeit hat zum Ziel, eine Entwicklungssystematik für den Leichtbau in Faserverbund-Wabensandwichbauweise zu erarbeiten und dem Ingenieur, der mit der Entwicklung von Leichtbaukonstruktionen betraut ist, damit eine Hilfestellung zu geben, diese vermeintlich neuen Werkstoffe und Bauweisen anzunehmen und werkstoffgerecht einzusetzen.

Den Schwerpunkt bildet dabei die Gestaltung und Dimensionierung von Wabensandwichkonstruktionen. Hier wird ein Lösungsansatz entwickelt, mit dem die Gestaltung solcher Konstruktionen systematisch erarbeitet werden kann. Darüber hinaus wird ein einfacher Versuchsaufbau entwickelt, bei dem mit relativ geringen Investitionskosten und wenig Aufwand anhand von Probekörpern produktionsspezifische Kennwerte zur Steifigkeit von Wabensandwichplatten ermittelt werden können. Diese Kennwerte sind unumgänglich für die korrekte Auslegung von Wabensandwichkonstruktionen.

Der Entwicklungssystematik liegt die Vorstellung zu Grunde, dass der Entwicklungsprozess selbst ein kreativer Prozess ist, bei dem der Konstrukteur im Rahmen seiner Phantasie unter Einbeziehung höchstmöglicher Sachkenntnis Formen und Strukturen schafft. Strukturelle Berechnungen gehören zu jedem technischen Entwicklungsprozess hinzu. Doch sie sind weniger ein Teil der kreativen Phase des Prozesses, sondern nehmen viel mehr eine strukturmechanische Bewertung des kreativ Geschaffenen vor. Dabei können diese Bewertungen in einem iterativen Entwicklungsprozess durchaus wieder in eine weitere Kreativphase einfließen.

Maßstab für die im Rahmen dieser Arbeit zu erarbeitenden Berechnungsmethoden ist dabei eine Genauigkeit, die in sinnvoller Relation zur Reproduzierbarkeit der angewendeten Produktionstechnologie steht. Eine Abschätzung der erzielbaren Berechnungsgenauigkeit und Reproduzierbarkeit erscheint dabei sinnvoll.

Die Arbeit ist folgendermaßen aufgebaut:

Kapitel 2 beschreibt die Problemstellung aus dem derzeitigen Kenntnisstand. Nach einer allgemeinen Einführung des Leichtbaubegriffes wird dabei zunächst ein umfassender Einblick in die Thematik der faserverstärkten Kunststoffe (FVK) gegeben, da dieser für das Gesamtverständnis der Arbeit wichtig ist. Aus der besonderen Problematik, dass bei Sandwichkonstruktionen mit FVK-Deckhäuten in der Regel die zur Berechnung erforderlichen Kennwerte fehlen, wird zum Ende des Kapitels die Zielsetzung der Arbeit formuliert.

In Kapitel 3 wird ein neues Verfahren zur experimentellen Ermittlung der Steifigkeit von Sandwichplatten entwickelt. Es wurden umfangreiche Untersuchungen durchgeführt, die in diesem Kapitel beschrieben und ausgewertet werden.

Im darauf folgenden Kapitel 4 wird eine Entwicklungssystematik für den Ultraleichtbau in FVK-Wabensandwichbauweise formuliert. Diese basiert auf den in Kapitel 2 dargestellten Besonderheiten von Faserverbundwerkstoffen unter besonderer Einbeziehung der in Kapitel 3 gewonnenen Erkenntnisse. Sie soll dem mit Leichtbauaufgaben betrauten Konstrukteur als Leitfaden dienen, um die Möglichkeiten solcher Bauweisen richtig einschätzen und anwenden zu können.

Kapitel 5 erläutert die Vorgehensweise am Beispiel eines Ultraleichtflugzeugs. Bei der Entwicklung dieses Leichtflugzeugs konnte durch die konsequente Umsetzung der Wabensandwichbauweise das Strukturgewicht gegenüber konventionellen Bauweisen deutlich reduziert werden. Es werden die Besonderheiten, die sich durch Anwendung der Wabensandwichbauweise ergaben, mit den wesentlichen Entwicklungsschritten dargestellt.

Mit einer Zusammenfassung und dem Ausblick schließt die Arbeit in Kapitel 6.

2 Problemstellung und Zielsetzung aus dem derzeitigen Kenntnisstand

2.1 Leichtbau

Physikalisch betrachtet bedeutet Leichtbau die Entwicklung von Strukturen mit geringer Masse. In der Konstruktion wie auch umgangssprachlich wird anstelle des Begriffes „Masse“ jedoch zumeist das Wort „Gewicht“ verwendet. Dabei ist das Gewicht in seiner eigentlichen Bedeutung „die Kraft, die eine Masse infolge der Erdanziehung auf eine Unterlage ausübt“ [BERTELSMANN 92]. Da mit einer Reduzierung der Masse auch immer eine Gewichtsreduzierung verbunden ist, wird im Rahmen dieser Arbeit dem allgemeinen Sprachgebrauch folgend der Begriff „Gewicht“ verwendet.

So beschreibt der Leichtbau das Ziel, Konstruktionen mit geringem Gewicht zu entwickeln und herzustellen. Dabei gibt es keine allgemeingültige Definition, ab welcher spezifischen Gewichtsgrenze eine Konstruktion als Leichtbaukonstruktion einzustufen ist. Maßgeblich ist, dass das Ziel der Gewichtseinsparung im Rahmen der Entwicklungsziele festgeschrieben und möglichst auch quantifiziert wird. Leichtbau ist somit zunächst mehr eine Absichtserklärung denn ein Konstruktionsprinzip.

Dabei ist das Leichtbauziel kein Selbstzweck, sondern größeren Zielen unterzuordnen. Diese sind im Wesentlichen Funktionserfüllung, Kostenreduktion und Umweltverträglichkeit. Es kann z.B. erforderlich sein, bei gleicher Festigkeit das Gewicht eines Bauwerkes zu reduzieren, um größere Spannweiten zu erreichen. Und Luftfahrzeuge sollten, um die Erdanziehungskraft überwinden zu können, möglichst leicht sein. In solchen Fällen ist die Motivation für den Leichtbau ganz auf funktionelle Restriktionen begründet. Wir sprechen hier vom sogenannten „Zweck-Leichtbau“.

Ebenso kann es vordringliches Ziel sein, durch die Gewichtsreduzierung Kosten einzusparen. Dieses kann wie beim „Spar-Leichtbau“ unmittelbar durch Einsparung von Werkstoff- und Herstellkosten erfolgen. Zunehmend gewinnt aber auch die indirekte Kosteneinsparung an Bedeutung, wenn z.B. durch Gewichtseinsparung die Energie- und Instandhaltungskosten eines Transportmittels über dessen gesamte Einsatzdauer reduziert werden können. Man spricht hier vom „Öko-Leichtbau“. Dabei wurde die Formulierung „Öko“ in der Vergangenheit zumeist mit dem Begriff Ökonomie gleichgesetzt. Bedeutung gewinnt mit zunehmendem Umweltbewusstsein in diesem Zusammenhang aber auch der Begriff der Ökologie, da durch die Einsparung von Energie natürliche Ressourcen geschont und die Beeinträchtigung der Umwelt verringert wird.

Vorstehend wurde der Leichtbaubegriff nach den Gründen zur Formulierung der Leichtbauabsicht eingeteilt. Für den Konstrukteur, der in erster Linie die Masse einer Konstruktion zu verantworten hat, ist eine Einteilung nach den unterschiedlichen Wegen, auf denen dieses Ziel erreicht werden kann, von besonderem Interesse. Hier lassen sich verschiedene Stoßrichtungen formulieren, die der Konstrukteur verfolgen kann, um das Leichtbauziel zu erreichen:

- Konzeptioneller Leichtbau,
- Strukturoptimierter Leichtbau,
- Bedingungsleichtbau,
- Werkstoffleichtbau.

2.1.1 Konzeptioneller Leichtbau

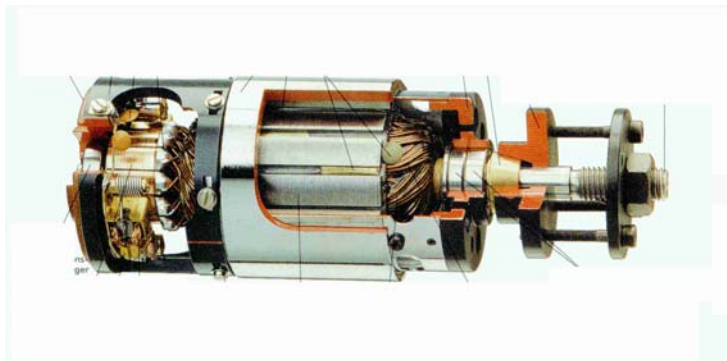
Beim konzeptionellen Leichtbau wird dadurch Gewicht eingespart, dass man versucht, wesentliche Funktionen der Gesamtkonstruktion durch alternative Wirkprinzipien zu realisieren. Dabei können dann ggf. ganze Baugruppen entfallen oder teilweise in anderen Komponenten integriert werden.

Das Einsparpotential an Strukturmasse ist beim konzeptionellen Leichtbau am größten. Allerdings erfordert es in der Regel sehr viel Kreativität oder die Verfügbarkeit neuer Technologien, um hier

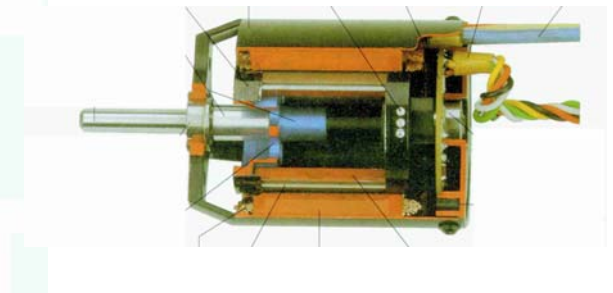
neue Lösungen zu entwickeln. Ein Ansatz dazu ist die Integration möglichst vieler Funktionen in einem Bauteil. Weiteres Potenzial für den konzeptionellen Leichtbau liegen aber auch in interdisziplinären Lösungsansätzen, wie sie beispielsweise in der Mechatronik formuliert werden.

Ein Beispiel für einen solchen Lösungsansatz ist die Entwicklung der elektronisch kommutierten Gleichstrommotoren, *Bild 2.2*, die in der Antriebstechnik eine deutliche Steigerung der Leistungsdichte von Gleichstromantrieben ermöglichen:

Hier wird die Funktion der Kommutierung, die bislang auf mechanischem Wege im Kollektor erfolgte, *Bild 2.1*, auf elektronischem Wege im Drehzahlregler erfüllt. Die verschleiß- und verlustbehaftete Kollektorbaugruppe kann komplett entfallen, der Mehraufwand für die elektronische Kommutierung liegt hauptsächlich in der Sensorik und der internen Logik und führt zu keinem nennenswerten Gewichtszuwachs bei der Reglereinheit. Zudem werden auf diesem Wege bessere Wirkungsgrade erzielt, was zu weiterer Gewichtseinsparung führt.



*Bild 2.1: Gleichstrom-Kollektormotor
PLETTENBERG [Ple 99]*



*Bild 2.2: Bürstenloser Gleichstrommotor
PLETTENBERG [Ple 99]*

Gewichtsreduzierung wird in diesem Beispiel dadurch erreicht, dass neue Technologien im Bereich der Mikroelektronik es ermöglichen, das bekannte Konzept des Drehstrommotors auf die Gleichstromtechnik zu übertragen.

2.1.2 Strukturoptimierter Leichtbau

Beim strukturoptimierten Leichtbau gilt es, Strukturmasse so anzuordnen, dass sie die Belastungen der Konstruktion optimal aufnehmen und weiterleiten kann. Die Struktur versteht sich dabei als mechanisches Bindeglied zwischen den einzelnen Funktionselementen der Gesamtkonstruktion. Ihre Aufgabe ist es, Kräfte und Momente aufzunehmen und weiterzuleiten. Eine Struktur ist dabei als optimal ausgelastet anzusehen, wenn bei Höchstbelastung jedes Werkstoffteilchen einer Werkstoffanstrengung bis an die zulässige Belastungsgrenze unterliegt. Das ist jedoch in der Praxis nicht erreichbar. Theoretische Grenzfälle sind der lange Zugstab und das dünnwandige Rohr unter reiner Torsionsbelastung.

Entscheidend für eine strukturoptimierte Leichtbaukonstruktion ist die belastungsgerechte Bauteilgestaltung. Elemente des belastungsgerechten Konstruierens sind:

- kraftflußgerechte Bauteilgestaltung,
- momentenfreies Konstruieren,
- Optimierung der Gestaltfestigkeit,
- räumliche Bauteilgestaltung.

Kerngedanke dieser Prinzipien ist es immer, Werkstoff dort anzuordnen, wo er erforderlich ist, und ihn dort wegzulassen, wo er nicht erforderlich ist. Dabei ist es jedoch nicht immer möglich, Werkstoff an Stellen, wo er strukturell nicht erforderlich wäre, einzusparen. Das einfache Beispiel eines Kragträgers unter konstanter Streckenlast verdeutlicht die Problematik, *Bild 2.3*:

Dimensioniert man entsprechend der Schnittlasten die Gurte eines Doppel-T-Trägers zur Aufnahme der Biegebelastung ebenso wie den Schubsteg zur Aufnahme der Querkraft aus, so ergibt sich bei höchster Belastung an der Einspannstelle, ($x/l = 0$), ein wohlproportionierter Querschnitt, *Bild 2.3*. Bei konstanter Höhe und Breite des Trägers werden die Wandstärken, wenn man Gurte und Steg ausdimensioniert, bereits in der Mitte des Trägers, ($x/l = 0,5$), sehr dünn. Nahe am Balkenende ($x/l = 0,9$) wird deutlich, dass ein Ausdimensionieren hier extrem dünnwandige Querschnitte ergibt, die in der Praxis kaum noch herstellbar sind.

Behält man den an der Einspannstelle ermittelten Mindestquerschnitt über die gesamte Länge des Trägers bei, führt dieses zu entsprechender Überdimensionierung in allen weiteren Querschnitten.

Aufgabe einer Leichtbaulösung wäre es hier, eine Fertigungstechnologie zu entwickeln, die eine Anpassung der Querschnitte an die Belastung erlaubt.

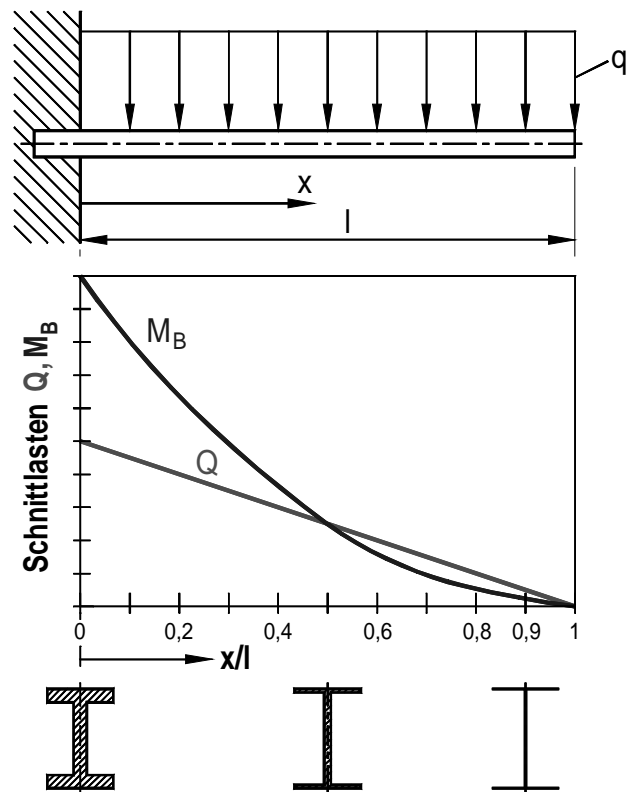


Bild 2.3: „Optimaldimensionierung“ eines Kragträgers

2.1.3 Bedingungsleichtbau

Vornehmliches Ziel des Bedingungsleichtbaus ist es, die Zuverlässigkeit der Gesamtkonstruktion zu verbessern und Unsicherheiten bezüglich Einsatzbedingungen und Werkstoffverhalten einzugrenzen. Im allgemeinen Maschinenbau sind Sicherheitsfaktoren je nach Anwendungsfall von 1,5 bis über 6 üblich. Diese stellen Sicherheitsreserven dar, die bei genauerer Kenntnis der Einsatzbedingungen und des Werkstoff- und Bauteilverhaltens an der Belastungsgrenze reduziert werden können.

Der Bedingungsleichtbau erfordert in der Regel einen höheren Aufwand bei der Bauteilentwicklung, und zwar vor allem im Bereich der Bauteilberechnung und der Materialprüfung. Ein entsprechend hoher Aufwand wird beispielsweise bei Strukturen in der Luft- und Raumfahrt getrieben, wo aus Gewichtsgründen Bauteile sehr nahe an der Belastungsgrenze ausgelegt werden. Sehr wichtig ist dabei jedoch auch die Einhaltung der Betriebsgrenzen sowie die regelmäßige Inspektion dieser Strukturen.

2.1.4 Werkstoffleichtbau

Oft wird der Begriff Leichtbau mit der Verwendung sogenannter „Leichtbauwerkstoffe“ in Verbindung gesetzt. Sie zeichnen sich durch hohe Festigkeitswerte bei geringer Dichte aus. *Bild 2.4* zeigt gewichtsspezifische Zugfestigkeiten und Steifigkeitswerte einiger typischer Versteifungsfasern im Vergleich zu metallischen Werkstoffen.

Die E¹- S²-Glasfasern und erreichen bei ähnlichen spezifischen Steifigkeiten wie metallische Werkstoffe bereits wesentlich höhere gewichtsbezogene Zugfestigkeiten. Höhere spezifische Festigkeits- und Steifigkeitswerte erreichen insbesondere die Kohlenstofffasern, bei denen es ausgehend von den HT³-Fasern mit den HST⁴-, den HM⁵- und den IM⁶-Fasern unterschiedliche Optimierungsrichtungen gibt. Die einzelnen Fasertypen werden in Kapitel 2.2.2 näher beschrieben.

Solche Darstellungen werden häufig verwendet, um die Leichtbaueignung dieser Werkstoffe zu verdeutlichen. Allerdings wird eine konventionelle Konstruktion nicht bereits dadurch zur Leichtbaukonstruktion, indem man konventionelle Werkstoffe durch Leichtbauwerkstoffe ersetzt.

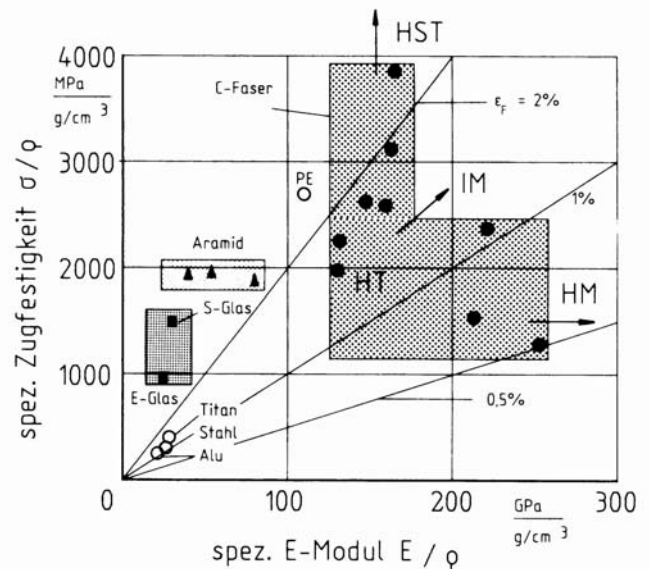


Bild 2.4: Gewichtsspezifische Eigenschaften einiger Leichtbauwerkstoffe [Mic 89]

Vielmehr gilt es in jedem Einzelfall, die spezifischen Besonderheiten des verwendeten Werkstoffes zu berücksichtigen und in eine werkstoffgerechte Konstruktion umzusetzen.

Wie auch der Leichtbaubegriff selbst ist der Begriff des Leichtbauwerkstoffes nicht quantifizierbar festgelegt. So kann beispielsweise auch ein hochfester Stahl als Leichtbauwerkstoff bezeichnet werden, wenn durch dessen Verwendung das Ziel der Gewichtseinsparung im Vergleich zu einer konventionellen Stahlkonstruktion erreicht wird.

Gewichtseinsparung hängt somit nicht allein von den gewichtsspezifischen Eigenschaften eines Werkstoffes ab. Entscheidend für eine im Hinblick auf Gewichtseinsparung optimierte Konstruktion ist die Auswahl eines für den jeweiligen Anwendungsfall geeigneten Werkstoffes und die Bauteilgestaltung in einer auf den Werkstoff und die Einsatzbedingungen optimal abgestimmten Weise.

Es gibt nicht „den optimalen Leichtbauwerkstoff“, sondern immer eine Auswahl verschiedener Werkstoffe, die für den Einsatz in einer Leichtbaukonstruktion geeignet erscheinen. Eine optimierte Leichtbaukonstruktion beinhaltet immer mehrere der vier genannten Leichtbaurichtungen **Konzeption, Gestaltung, Bedingungen** und **Werkstoff**.

¹ E-Glasfasern wurden aufgrund ihrer primären Anwendung in der Elektrotechnik mit der Bezeichnung „E“ versehen.

² S-Glasfasern sind Fasertypen mit höherer Zugfestigkeit (Strenght)

³ HT-Fasern sind die in der Praxis am verbreitetsten Kohlenstofffasern. Sie erhielten ihre Bezeichnung aufgrund der Eigenschaft, hohe Spannungen ertragen zu können (**H**igh **T**ension).

⁴ HST-Fasern zeichnen sich insbesondere durch eine erhöhte Festigkeit aus (**H**igh-**S**trengh).

⁵ HM-Fasern haben einen besonders hohen E-Modul bei z. T. deutlich verminderter Bruchdehnung (**H**igh-**M**odulus)

⁶ IM-Fasern sind ein sogenannter Mischtyp von Fasern, die im Vergleich zu den HT-Fasern sowohl hinsichtlich der Zugfestigkeit als auch des Elastizitätsmoduls optimiert wurden (**I**nter-**M**odulus).

2.2 Faserverbundwerkstoffe

Verbunde aus Fasern mit einem weiteren Werkstoff, in dem die Fasern eingebettet sind, werden als Faserverbundwerkstoffe bezeichnet. Dabei sind Faserverbundwerkstoffe vom Prinzip her keine neuen Werkstoffe. Bereits vor vielen tausend Jahren bauten Menschen ihre Hütten aus Lehm, den sie mit Stroh oder Schilfrohr verstärkten. Dieses kann wohl als erste technische Anwendung einer Faserverbundbauweise bezeichnet werden.

Und auch viele natürliche Werkstoffe besitzen im inneren Aufbau eine Faserstruktur, die ihnen besonders hohe mechanische Eigenschaften in Faserrichtung verleihen. Die Palette der möglichen Werkstoffkombinationen ist sehr vielfältig und reicht von zellulosefaserverstärktem Linguin (Holz) über synthetikfaserverstärkte Kunststoffe und Stahlbeton bis zum keramikfaserverstärkten Aluminium.

Dabei sind die im Maschinenbau und dessen Umfeld derzeit bedeutsamsten Faserverbundwerkstoffe die faserverstärkten Kunststoffe. Selbst bei dieser Einschränkung auf Kunststoffe als Matrixwerkstoff ergibt sich immer noch eine große Anzahl von Werkstoffkombinationen mit unterschiedlichen Eigenschaften.

In *Bild 2.5* wird der Aufbau der Faserverbundkunststoffe anschaulich dargestellt:

Fasern und Matrix sind die Ausgangsmaterialien. Schichtweise⁷ werden die Fasern in der Matrix eingebettet. Die unterschiedlichen Faser- und Matrixkombinationen sowie gezielt gewählte Faserorientierungen einzelner Schichten ermöglichen es, ein für den jeweiligen Anwendungsfall „maßgeschneiderten Werkstoff“ herzustellen.

Weiterhin wird hier aber auch deutlich, dass es sich bei der Herstellung um ein Formgebungsverfahren handelt, bei dem der Werkstoff selbst erst bei der Laminat Herstellung entsteht. Da der Faserorientierung, -verteilung und -benetzung entscheidende Bedeutung hinsichtlich der mechanischen Eigenschaften des Werkstoffverbundes zukommt, sind die Eigenschaften von Verbundwerkstoffen immer auch im hohen Maße vom Herstellungsprozess abhängig.

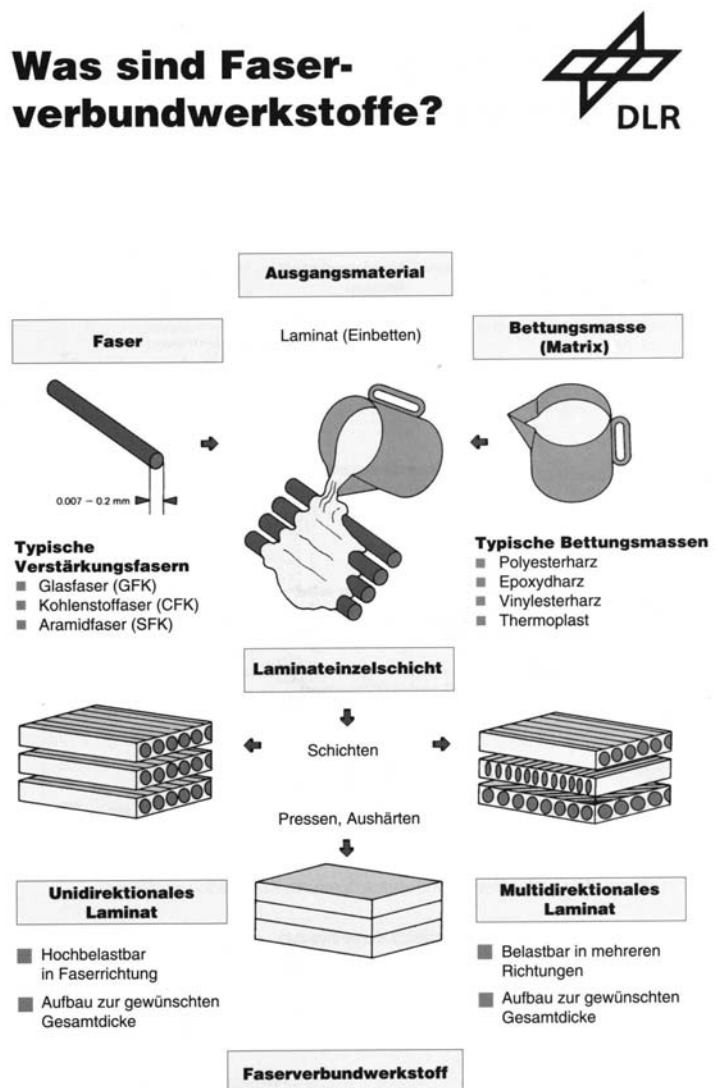


Bild 2.5: Faserverbundwerkstoffe [R&G 99] nach DLR Stuttgart

⁷ Lat.: lamina: die Schicht, schichtweise FVK-Aufbauten werden daher auch als Laminat bezeichnet

Ausgangswerkstoffe von Faserverbundwerkstoffen sind ganz allgemein betrachtet Fasern sowie Matrixsysteme, die geeignet sind, die Fasern einzubetten, sie also zu benetzen und im Verbund zu fixieren.

2.2.1 Matrixwerkstoffe

Die Matrix ist die formgebende Komponente des Faserverbundwerkstoffes. Bei der im Rahmen dieser Arbeit getroffenen Einschränkung der Matrixwerkstoffe auf Kunststoffe ist weiterhin zwischen thermoplastischen und duroplastischen Kunststoffen zu unterscheiden. Hier ergeben sich entscheidende Unterschiede hinsichtlich der Fertigungsverfahren und der Verbundeigenschaften. Während sich in den letzten dreißig Jahren die faserverstärkten Duroplaste in einigen technischen Bereichen etablieren konnten, führen die faserverstärkten Thermoplaste immer noch ein Nischendasein, obwohl ihnen bereits seit mehr als zehn Jahren die Zukunft in der Faserverbundtechnik zugesprochen wird. SPRENGER [Spr 97/2] nennt u.a. folgende Vorteile von Faserverbundwerkstoffe mit thermoplastischer Matrix:

- Großserientauglichkeit durch Verringerung der Taktzeiten,
- höhere Bruchdehnung der Matrix,
- verbessertes Impactverhalten (Energieaufnahme im Crashfall),
- unbegrenzte Lagerfähigkeit von Prepregs (vorgetränkte Faserhalbzeuge),
- Schweißbarkeit,
- Nachverformbarkeit.

Gleichzeitig nennt SPRENGER aber auch einige Nachteile bei der Verwendung von Thermoplasten in FVK gegenüber duroplastischer Matrix:

- verminderte Drapierfähigkeit (Verformbarkeit),
- hohe Verarbeitungstemperaturen,
- höhere Kriechneigung,
- Unkenntnis über das Langzeitverhalten,
- schlechteres Viskositätsverhalten.

Insbesondere die wesentlich höhere Viskosität der thermoplastischen Matrixwerkstoffe erschwert die vollständige Ummantelung der einzelnen Filamente bei der Herstellung, was bei dynamischer Beanspruchung hochbelasteter Bauteile zu Problemen führen kann.

SPRENGER vergleicht die mechanischen Eigenschaften unverstärkter duroplastischer und thermoplastischer Matrixwerkstoffe miteinander, *Bild 2.6*. Thermoplastische Matrixwerkstoffe erreichen ähnliche Steifigkeits- und Festigkeitswerte wie duroplastische Matrixwerkstoffe. Auffällig ist die jedoch wesentlich höhere Bruchdehnung der Thermoplaste, woraus das verbesserte Impactverhalten zu erklären ist.

Matrixwerkstoff		Biegefestigkeit (Mpa)	Biege-E-Modul (GPa)	Zugfestigkeit (MPa)	Zug-E-Modul (GPa)	Bruchdehnung (%)
Duroplaste	Polyimid	120 -200	5,3-5,5	80-95	2,3-2,8	2-4
	Epoxid	140-160	4,5-6,0	70-90	2,8-3,6	2-10
	Polyester	60-120	4,0-5,0	50-70	3,6-4,7	2-5
Thermoplaste	Polyamide	125-130	4,0-5,0	80-90	3,0-3,2	70-300
	Polysulfone	100-110	2,7-2,8	70-80	2,4-2,5	50-100
	Polyolefine	30-50	0,5-1,0	20-40	0,8-1,5	20-1000

Bild 2.6: Vergleich mechanischer Eigenschaften unverstärkter Matrixwerkstoffe, nach Sprenger.

Die weitaus größte Verbreitung im Zusammenhang mit Faser-Kunststoff-Verbunden haben bislang die duroplastischen Matrixwerkstoffe, deren Anwendung im Rahmen dieser Arbeit näher betrachtet wird.

Duroplastische Kunststoffe härten aus, sie sind im Gegensatz zu den Thermoplasten nicht schmelzbar und können entsprechend auch nicht verschweißt werden. Sie verkohlen bei hohen Temperaturen. Duroplaste erreichen hohe Festigkeits- und Steifigkeitswerte und haben eine wesentlich geringere Kriechneigung als Thermoplaste, was entscheidende Vorteile im Langzeitverhalten duroplastischer FVK-Verbunde mit sich bringt. *Bild 2.7* und *Bild 2.8* zeigen die Strukturmodelle von Thermoplasten und Duroplasten im Vergleich.



Bild 2.7: Strukturmodell Thermoplaste
[Gnauck, Fründt 91]

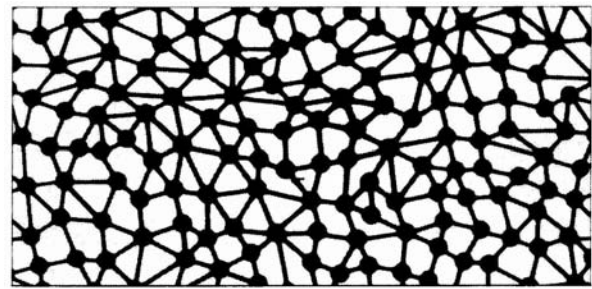


Bild 2.8: Strukturmodell Duroplaste
[Gnauck, Fründt 91]

Während Thermoplaste aus langen und orientierungslos angeordneten Molekülketten bestehen, bilden die Duroplaste ein dreidimensionales, in alle Richtungen fest miteinander verbundenes Netzwerk.

Ein weiterer Vorteil duroplastischer Werkstoffe ist ihre sehr einfache Verarbeitbarkeit, die teilweise bei Raumtemperatur möglich ist. Die gebräuchlichsten Duroplaste liegen in mehrkomponentigen Harzsystemen vor; mit dem Anmischen wird der Vernetzungsprozess der Moleküle gestartet. Je nach Harzsystem und Temperatur ergibt sich eine individuelle Verarbeitungszeit. Während dieser Zeit ist das Harz sehr dünnflüssig und kann die einzelnen Filamente der Verstärkungsfasern optimal umschließen. Der anschließende Härtungsprozess ist stark temperaturabhängig und kann von wenigen Minuten bis zu mehreren Tagen dauern. Duroplastische Matrixwerkstoffe können untereinander nach der Art ihres Vernetzungsprozesses unterschieden werden:

Ungesättigte Polyesterharze (UP) und Vinylesterharze härten durch **radikalische Polymerisation** aus. Während im Harzsystem „alle Bausteine“ für den Formstoff bereits enthalten sind, ist eine Zugabe von Härtern und z.T. auch Beschleunigern erforderlich, die als Radikale wirken, um den Härtungsprozess in Gang zu setzen. Diese Harzsysteme sind im Vergleich zu anderen Systemen unempfindlicher gegen Mischungsfehler, da das Mischungsverhältnis im Wesentlichen die Reaktionsgeschwindigkeit, aber kaum den endgültigen Vernetzungsgrad beeinflusst. Polyester und Vinylesterharze sind vergleichsweise preiswert, erreichen aber nicht so hohe mechanische Werte und weisen insbesondere im Vergleich zu Epoxidharzen einen wesentlich größeren Härtungsschwund, nämlich bis zu 5 Volumenprozent, auf.

Phenolharze entstehen durch eine **Kondensationsreaktion** von Phenolen mit Formaldehyd. Dabei entsteht Wasser als Abspaltprodukt, was zu unerwünschter Porigkeit im Laminat führen kann. Phenolharze weisen eine sehr hohe thermische Beständigkeit auf und sind nicht brennbar. Wegen ihres besonderen Brandschutzverhaltens werden sie beispielsweise im Flugzeuginnenausbau eingesetzt. Polyamid-Wabenkerne sind ebenfalls mit Phenolharz getränkt.

Epoxidharze härten durch **Polyaddition** aus. Zu jeder Epoxidgruppe im auf Bisphenol A bzw. Bisphenol F basierenden Harz ist eine Aminogruppe des Härterers erforderlich. Dieses erfordert das genaue Einhalten des stöchiometrischen Mischungsverhältnisses der Harz- und Härterkomponenten, da ansonsten überzählige „Bausteine“ einer Komponente keinen „Vernetzungspartner“ finden und als kurzes, unverkettetes Molekül die mechanischen und thermischen Eigenschaften des Formstoffes beeinträchtigen können. Epoxidharze zeichnen sich durch hohe statische und dynamische Festigkeit sowie einen sehr geringen Härtungsschwund aus. Sie haften sehr gut an verschiedensten Oberflächen und werden daher auch häufig als Klebstoff verwendet. Zudem besitzen sie gute dielektrische Eigenschaften und eine gute Chemikalienbeständigkeit. Im Vergleich zu Polyesterharzen sind Epoxidharze allerdings relativ teuer. Außerdem ist die UV-Beständigkeit der meisten Epoxidharze deutlich schlechter im Vergleich zu Polyesterharzen, weshalb in vielen Fällen faserverstärkte Epoxidharzbauteile mit Schutzlacken auf Polyesterbasis versehen werden. Aufgrund ihrer mechanischen Eigenschaften und ihrer einfachen Verarbeitbarkeit sind Epoxidharze die am häufigsten eingesetzten Matrixwerkstoffe in Verbindung mit Hochleistungsfaserverbundkunststoffen. Typische Eigenschaften von unverstärkten Harzmassen sind in *Bild 2.9* dargestellt:

Eigenschaften der unverstärkten Harzmassen	Einheit	Epoxidharz	UP-Harz	Vinylesterharz
		Harz LF, Härter LF 3	U 569 TV-01V	Palatal A 430-01
Dichte	g/cm ³	1,18 - 1,20	1,19	1,067
Biegefestigkeit	MPa	110	130	150
Zugfestigkeit	MPa	70	80	90
Bruchdehnung	%	> 5	3	8,4
Schlagzähigkeit	kJ/m ²	45		40
E-Modul aus Biegeversuch	GPa	3,0	3,9	4,0
Glasübergangstemperatur T _g	°C	90 - 95*	130	130

* 10 h Temperung bei 80°C

Bild 2.9: Daten der unverstärkten, gehärteten Harzmassen nach R&G [R&G 99]

Alle hier dargestellten Harzsysteme sind bei Raumtemperatur verarbeitbar und dabei sehr dünnflüssig, so dass eine gute Benetzung der Verstärkungsfasern möglich ist. Diese Systeme sind aufgrund ihrer einfachen Verarbeitbarkeit insbesondere auch für die Handarbeitsverfahren geeignet, die bei der Herstellung von Faserverbundbauteilen nach wie vor eine hohe Bedeutung haben und auch den Schwerpunkt der in dieser Arbeit behandelten Verfahren bilden.

Epoxidharze werden wegen ihrer besonderen Eigenschaften und der einfachen Verarbeitbarkeit im Bereich der Hochleistungsfaserverbundbauteile mit Einsatztemperaturen bis ca. 140°C, bei einigen Hochtemperaturoxidharzen sogar bis 250°C, verwendet. Wesentlicher Vorteil gegenüber den Polyesterharzen ist der geringe Härteschwund, der unabdingbar für eine hohe Maßhaltigkeit der Bauteile ist. Eine sehr gute Benetzbarkeit und eine besonders gute Haftung an den üblichen Verstärkungsfasern ist ein weiterer Vorteil der Epoxidharze. Bei der Verarbeitung von Epoxidharzen müssen allerdings entsprechende Arbeitsschutzmaßnahmen beachtet werden, [R&G 99], da Epoxidharze insbesondere bei wiederholtem Hautkontakt Allergien auslösen können.

2.2.2 Verstärkungsfasern

Fasern sind die Komponente des Verbundwerkstoffes, die im Wesentlichen die mechanischen Eigenschaften bestimmen. Die Steifigkeiten und Festigkeiten der Fasern sind z.T. mehr als eine Größenordnung höher als die der Matrix. *Bild 2.10* zeigt das Spannungs-Dehnungsverhalten typischer Verstärkungsfasern. Die Zugfestigkeiten der Fasern liegen weit über denen metallischer Werkstoffe, wobei die Dichte der Fasern unter der von Aluminium liegt. Aufgrund dieser Eigenschaften sind die Fasern für Leichtbauanwendungen besonders geeignet.

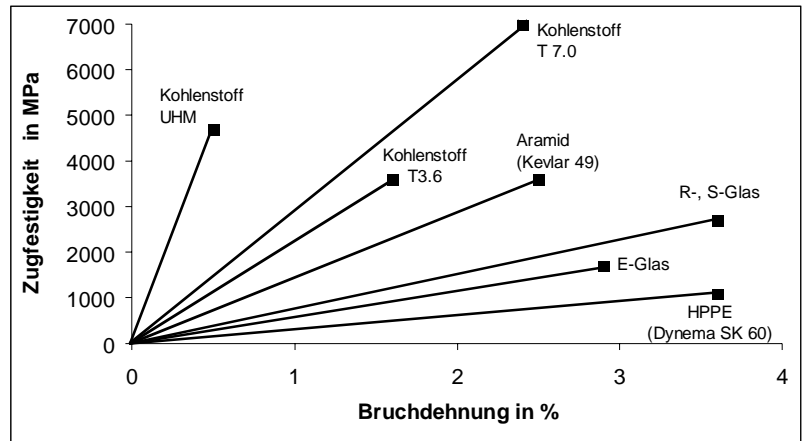


Bild 2.10: Spannungs-Dehnungsverhalten typischer Verstärkungsfasern nach R&G

Die verbreitetsten Fasern, die in Faserkunststoffverbunden eingesetzt werden, sind Glas-, Kohlenstoff- und Aramidfasern. Weitere Fasern wie Bor- und PE-Fasern sind bislang nur wenig verbreitet. Zur Herstellung der einzelnen Fasertypen sei auf HEISSLER [Hei 86] und R&G verwiesen. Für den Konstrukteur sind insbesondere die mechanischen Eigenschaften sowie die verfügbaren Faserhalbzeuge und deren Verarbeitungstechnologien von Bedeutung.

Glasfasern

Glasfasern sind die am häufigsten verwendeten Verstärkungsfasern in Kunststoffverbunden. Sie haben gute mechanische, chemische und dielektrische Eigenschaften und sind zudem sehr preisgünstig.

Von den unterschiedlichen Glasfasertypen wird die E-Glasfaser am häufigsten verwendet. Sie weist zwar etwas geringere Steifigkeits- und Festigkeitswerte als die R- und die S-Glasfaser auf, ist aber auch entschieden preiswerter als diese. Die meisten textilen Halbzeuge (Gewebe, Gelege und Matten) sind zudem nur in E-Glasfasern verfügbar. *Bild 2.11* zeigt die wesentlichen Eigenschaften der E-Glasfaser sowie deren typische Zusammensetzung.

Bild 2.11: Typische Eigenschaften und Zusammensetzung der E-Glasfasern, nach R&G

Eigenschaft	Einheit	E-Glas
Dichte	g/cm ³ (20°C)	2,6
Zugfestigkeit	MPa	3.400
E-Modul	GPa	73
Bruchdehnung	%	3,5 - 4
Querkontraktionszahl	-	0,18
spez. Elektr. Widerstand	Ohm/cm (20°C)	10 ¹⁵
Dielektrizitätskonstante	10 ⁶ Hz	5,8 - 6,7
thermischer Ausdehnungskoeffizient	10 ⁻⁶ / K	5
Chemische Zusammensetzung (Richtwerte)		
SiO ₂	%	53 - 55
Al ₂ O ₃	%	14 - 15
B ₂ O ₃	%	6 - 8
CaO	%	17 - 22
MgO	%	< 5
K ₂ O, Na ₂ O	%	< 1
andere Oxide	%	ca. 1

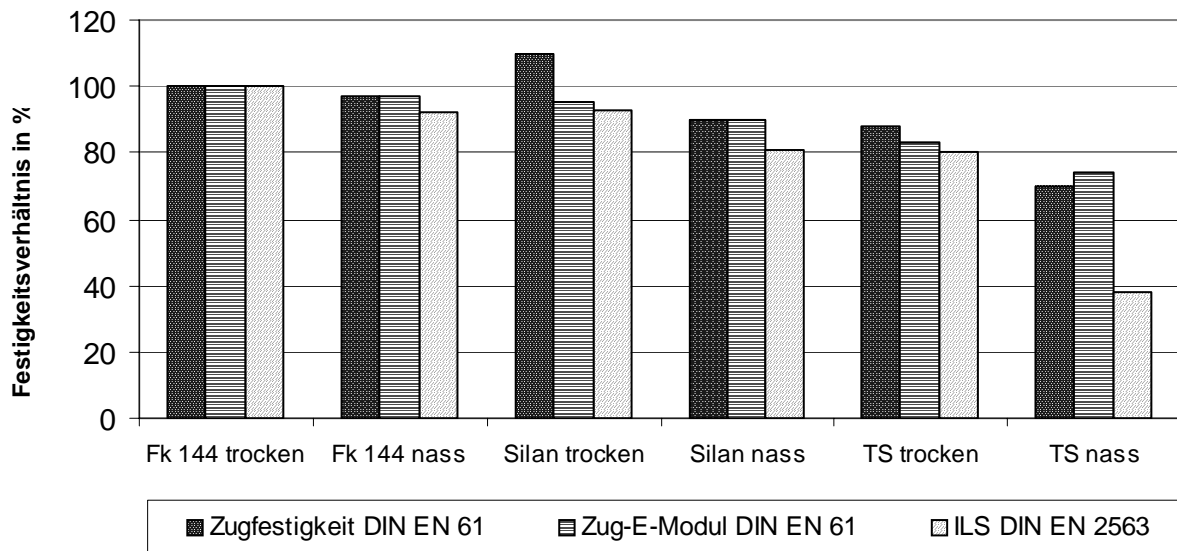


Bild 2.12: Festigkeitsverhältnis von Laminaten aus Glasgeweben mit unterschiedlicher Schichte, nach R&G

Um die Haftung zwischen Fasern und Matrix zu verbessern, werden Haftvermittler eingesetzt, die als Schichte bezeichnet werden. Die Wahl einer geeigneten Faserschichte ist für die Anwendung bedeutsam, da die Schichte entscheidend für die optimale Durchtränkung und Benetzung der Fasern ist. Bild 2.12 zeigt das Festigkeitsverhältnis von Laminaten aus Glasfasergeweben mit unterschiedlicher Schichte. Für hochbeanspruchte Bauteile werden ausschließlich gefinishte Glasgewebe verwendet. Gewebe und Rovings mit Silanschichte sind etwas preiswerter, lassen sich aber wesentlich schlechter durchtränken und erzielen auch nicht so hohe Festigkeitswerte wie gefinishte Faserprodukte. Die Verwendung von Glasfaserprodukten mit Textilschichte ist im Bereich der verstärkten Kunststoffe nicht empfehlenswert, da insbesondere unter Feuchtigkeitseinfluss die Laminatfestigkeit aufgrund der gestörten Haftung zwischen Faser und Matrix deutlich absinkt.

Glasfaser-verstärkte Kunststoffe werden auch als GFK bezeichnet.

Aramidfasern

Aromatisiertes Polyamid wurde von DuPont Anfang der 70er Jahre entwickelt und wird seitdem von DuPont unter dem Markennamen Kevlar[®] vertrieben. Von Akzo ist ebenfalls eine Aramidfaser erhältlich. Sie trägt dort den Markennamen Twaron[®]. Es wird zwischen Niedermodul- und Hochmodul-Aramidfasern unterschieden. Bild 2.13 zeigt die typischen Eigenschaften der beiden verfügbaren Aramidfasertypen.

Aramidfasern haben von den drei gebräuchlichsten Fasertypen das geringste spezifische Gewicht und zeichnen sich durch eine extreme Zähigkeit und Verschleißfestigkeit aus. Auffällig ist auch

Eigenschaft	Einheit	Niedermodul-faser (LM)	Hochmodul-faser (HM)
Herstellerbezeichnung	DuPont Akzo	Kevlar 29 Twaron	Kevlar 49 Twaron
Dichte	g/cm ³ (20°C)	1,44	1,45
Zugfestigkeit	MPa	2.800	2.900
Zug-E-Modul	GPa	59	127
Bruchdehnung	%	4	1,9
spez. Elektr. Widerstand	Ohm/cm (20°C)	10 ¹⁵	10 ¹⁵
thermischer Ausdehnungskoeffizient	10 ⁻⁶ / K	- 2,3	- 4,1
Wärmeleitfähigkeit	W/mK	0,04	0,4
Zersetzungstemperatur	°C	550	550
Feuchtigkeitsaufnahme (20°C, 65% rel.Feuchte)	%	7	3,5

Bild 2.13: Typische Eigenschaften der verfügbaren Aramidfasertypen, nach R&G

der negative Wärmeausdehnungskoeffizient, d.h. die Fasern verkürzen sich bei Erwärmung. In Verbindung mit Matrixwerkstoffen mit positiver Wärmedehnung lassen sich so Lamine „einstellen“, die in weiten Temperaturbereichen praktisch keine Wärmedehnung aufweisen.

Aufgrund ihrer hohen Zähigkeit sind Aramidfasern allerdings problematisch zu verarbeiten: Gewebe können nur mit speziellen mikroverzahnten Scheren geschnitten werden, Aramidfaser-verstärkte Lamine sind nur im Wasserstrahlschneidverfahren mit einem akzeptablen Schnittbild nachzubearbeiten. Zudem neigen Aramidfasern zur Feuchtigkeitsaufnahme und sind UV-empfindlich. Für Aramidfasern ist bislang noch kein chemischer Haftvermittler verfügbar. Um dennoch eine gute Haftung zwischen Fasern und Matrix zu erreichen, werden Gewebe nach der Herstellung gewaschen, um die Webschlichte zu entfernen. Dennoch ist die Haftung der üblichen Matrixwerkstoffe an den Aramidfasern nicht so hoch wie bei gefinigten Glasfasern bzw. Kohlenstofffasern.

Eingesetzt werden Aramidfasern vor allem dort, wo extreme Anforderungen an die Schlagzähigkeit, die Materialdämpfung und die Verschleißfestigkeit gestellt werden und gleichzeitig geringes Gewicht gefordert wird. Typische Anwendungen liegen im Bereich des ballistischen Schutzes, wie z. B. bei kugelsicherer Westen, aber auch im Sportbereich, beispielsweise bei Wettbewerbskajaks.

Da es sich bei Aramid um eine synthetisch hergestellte Faser handelt, werden Aramidfaser ver-stärkte **Kunststoffe** als **SFK** bezeichnet. Vereinzelt findet man aber auch die Bezeichnung **AFK**.

Kohlenstofffasern

Seit Mitte der 70er Jahre werden Kohlenstofffasern⁸ im industriellen Maßstab hergestellt und als Verstärkungsfasern eingesetzt. Sie bestehen zu über 90% aus reinem Kohlenstoff. HEISLER [Hei 86] beschreibt die beiden technisch bedeutsamsten Ver-fahren zur Herstellung von Kohlenstofffasern, *Bild 2.14*.

Die Vorspannung während des Herstell-prozesses und die Temperaturen bei der Carbonisierung und der anschließenden Graphitisierungsglühung haben einen entscheidenden Einfluss auf die Rein-heit und den Ausrichtungsgrad der graphitischen Schichten in Faser-richtung. Entsprechend sind unterschied-liche Fasertypen verfügbar, die ein sehr breites Steifigkeits- und Festigkeits-spektrum abdecken. Die verbreitetste Kohlenstofffaser ist die hochfeste HT-Faser, da sie im Vergleich zu den bei höheren Temperaturen geglühten Hoch-modulfasern relativ preiswert ist. Einen guten Kompromiss stellt die IM-Faser dar. Sie hat eine höhere Steifigkeit und gleichzeitig ein höheres Dehnvermögen

⁸ Englisch: Carbon

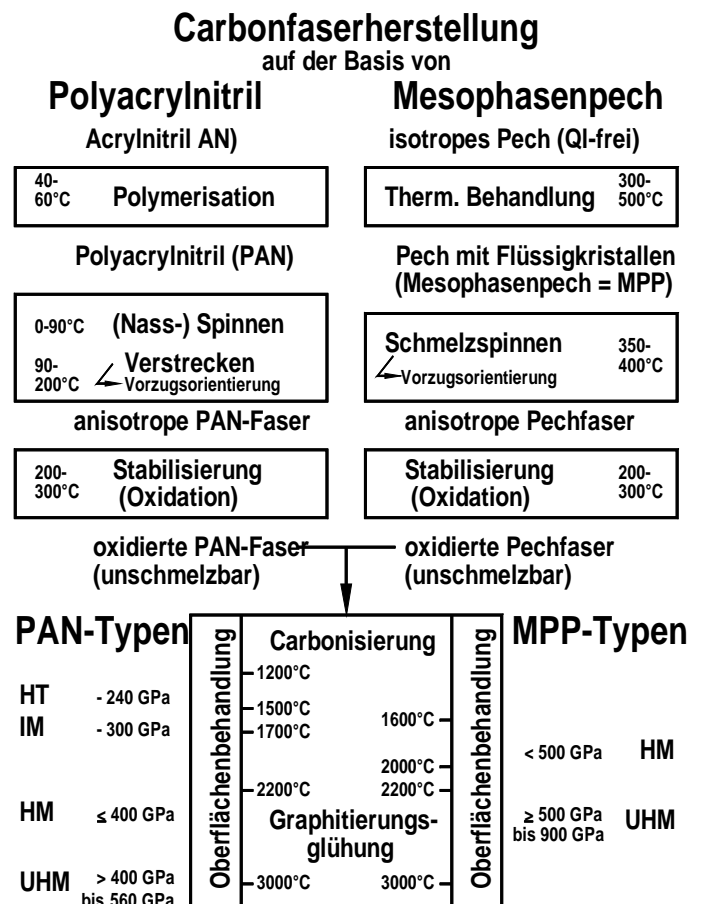


Bild 2.14: Schematischer Verfahrensweg der Carbonfaserherstellung nach HEISLER

als die HT-Faser, ist aber deutlich preiswerter als die Kohlenstoff-Hochmodulfasertypen HM (Hochmodul) und UHM (Ultrahochmodul).

Zur Verbesserung der Benetzung und Haftung der Fasern mit der Matrix stehen geeignete Oberflächenbehandlungsverfahren zur Verfügung [Hei 86]. Insbesondere die Benetzbarkeit und Haftung mit Epoxidharzen ist bei Kohlenstofffasern sehr gut, was sich auch in einer hohen dynamischen Festigkeit von kohlefaserverstärkten EP-Harzen widerspiegelt.

Typische Eigenschaften unterschiedlicher Kohlenstofffasertypen zeigt *Bild 2.15*. Die IM-Fasern erreichen die höchsten Festigkeitswerte bei hoher Steifigkeit. R&G liefert zu diesem Fasertyp allerdings nur unvollständige Werte. Auffällig ist auch der wie bei Aramidfasern negative Wärmeausdehnungskoeffizient in Faserrichtung.

Aufgrund der englischen Bezeichnung Carbon für Kohlenstoff wird kohlenstofffaserverstärkter Kunststoff üblicherweise als **CFK** bezeichnet. Die eingedeutschte Bezeichnung **KFK** ist vereinzelt vorzufinden, aber unüblich.

Eigenschaft	Einheit	HT (HTA)	IM (IM 600)	HM (HM 35)
Dichte	g/cm ³ (20°C)	1,78	1,8	1,97
Zugfestigkeit	MPa	3.400	5.400	2350
Zug-E-Modul	GPa	235	290	358
Bruchdehnung	%	1,4	1,7	0,6
spez. Elektr. Widerstand	Ohm/cm (20°C)	710	---	710
thermischer Ausdehnungskoeffizient	10 ⁻⁶ / K	- 0,1	---	-0,5
Wärmeleitfähigkeit	W/mK	17	---	115
spez. Wärme	J / kgK	710	---	710

Bild 2.15: Typische Eigenschaften unterschiedlicher Kohlenstofffasertypen, nach R&G

Bild 2.16 gibt eine Übersicht über die Eigenschaften der gebräuchlichsten Glas-, Aramid- und Kohlenstofffasern. Glasfasern erreichen bei geringerer Steifigkeit die gleiche Zugfestigkeit. Ein gewichtsspezifischer Festigkeitsvorteil ergibt sich also hier nur durch die geringere Dichte der Kohlenstofffasern. Zudem werden in CFK-Laminaten aufgrund der besseren Haftung zwischen Faser und Matrix höhere Verbundfestigkeiten erzielt. Glasfasern haben als einziger Fasertyp gleiche Werte längs wie quer zur Faserrichtung. Diese gilt allerdings nur für die Faser selbst und nicht für den Verbund.

Kohlenstofffasern sind wegen ihres hohen E-Moduls für Anwendungen prädestiniert, in denen vor allem eine hohe Steifigkeit erforderlich ist. Während Glas- und Aramidfaser hohe elektrische Isolationswirkung haben, sind Kohlenstofffasern elektrisch leitend. Diese besondere Eigenschaft kann ausgenutzt werden, indem im Laminat eingebettete Kohlenstofffasern als Widerstandsleiter zur Beheizung von Formen verwendet werden [Bra 96].

Eigenschaft	Einheit	E-Glas	Aramid HM	C-Faser HT
Dichte	g/cm ³ (20°C)	2,6	1,45	1,78
Zugfestigkeit	MPa	3.400	2.900	3.400
E-Modul längs	GPa	73	120	235
E-Modul quer	GPa	73	5,4	15
Bruchdehnung	%	3,5	1,9	1,4
Wärmeausdehnungskoeffizient längs	10 ⁻⁶ / K	5	- 3,5 bis -4,1	-0,1
Wärmeausdehnungskoeffizient quer	10 ⁻⁶ / K	5	17	10
Wärmeleitfähigkeit	W/mK	1	0,04 - 0,05	17
spez. Elektr. Widerstand	Ohm/cm (20°C)	10 ¹⁵	10 ¹⁵	10 ⁻³ bis 10 ⁻⁴
Feuchtigkeitsaufnahme (20°C, 65% rel.Feuchte)	%	0,1	3,5	0,1

Bild 2.16: Eigenschaften von Glas-, Aramid- und Kohlenstofffaser im Vergleich, nach R&G

2.2.3 Textile Flächengebilde

Die vorab beschriebenen Verstärkungsfasern sind im Gegensatz zu Naturfasern endlos und werden auch als Filamente bezeichnet; parallel aneinander liegende Filamentfäden werden Rovings genannt. Diese sind auf Spulen aufgewickelt als Endlosfasern lieferbar. Zur Weiterverarbeitung sind jedoch häufig textile Flächengebilde von Vorteil, die eine wirtschaftliche Ablage der Fasern zu ebenen oder schalenförmigen Bauteilen ermöglichen.

Wichtige Angaben zur Dimension der Fäden und Gewebe erfolgt in einer im Textilbereich üblichen gewichtsspezifischen Weise. Der Konstrukteur muss aus diesen textilen Angaben die erforderlichen Konstruktionsgrößen ableiten:

Die Dicke von Fäden wird in *tex* angegeben. Dieses bezeichnet die Masse eines Fadens pro Länge. Dabei ist:

$$(1a) \quad 1 \text{ tex} = 1 \frac{\text{g}}{\text{km}}$$

Der für die Dimensionierung erforderliche Fadenquerschnitt wird über die Fadendichte ermittelt.

Die Angabe der Dicke von textilen Flächengebilden erfolgt in g/m^2 . Manchmal werden von den Herstellern auch Angaben zur Dicke in mm gemacht. Diese sind aber zumeist recht ungenau, und es sollte eine Umrechnung aus dem Flächengewicht zur Laminatstärke unter Einbeziehung des Faser-volumenanteils, der Fadendichte und der Lagenanzahl vorgenommen werden.

MICHAELI [Mic 89] unterscheidet drei Gruppen von textilen Flächengebilden:

- Vliese,
- nichtmaschenbildende Systeme (Gewebe, Gelege, Geflechte),
- maschenbildende Systeme (Gewirke, Gestricke).

2.2.3.1 Vliese

Vliese sind Flächengebilde aus Kurzfasern in ungeordneter Anordnung, *Bild 2.17*. Sie werden in der Praxis auch als „Matten“ bezeichnet. Aufgrund der Anordnung lassen sich mit Vliesen nur geringe Faser-volumenanteile und mittlere Festigkeiten erzielen. Sie werden vorzugsweise mit ungesättigten Polyesterharzen (UP-Harzen) verarbeitet. Dabei sind die Vliese mit einem Binder versehen, der das Fasergebilde zusammenhält. Die Vliese werden bei der Fertigung auf eine glatten Oberfläche, z. B. in eine Form abgelegt und dann mit dem Harz getränkt. Durch das Styrol der Polyesterharze wird der Binder aufgelöst, und die sonst sehr steifen Vliese lassen sich gut verformen, da die Kurzfasern im Harz „schwimmen“. Vorteile von Vliesen sind deren geringe Kosten und hohe Verformbarkeit.

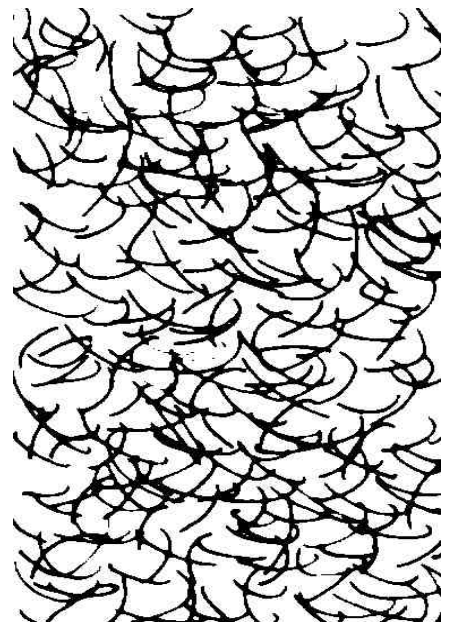


Bild 2.17: Vliese mit ungerichteter Faseranordnung [Mic 89]

2.2.3.2 Gewebe, Gelege und Geflechte

Gewebe sind Flächengebilde, die aus sich rechtwinklig verkreuzenden Fäden zweier Fadensysteme (Kette und Schuss) gebildet werden. In einer parallel liegenden Fadenschar (Kettfäden in Längsrichtung) wird der Schussfaden auf der Webmaschine rechtwinklig eingewoben.

Gewebe zur Faserverstärkung von Kunststoffen liegen überwiegend in den Grundbindungsarten Leinwand, Köper und Atlas vor. Die unterschiedlichen Bindungsarten sind für die Faserverbundtechnologie insbesondere aufgrund ihrer unterschiedlichen Eigenschaften bei der Weiterverarbeitung von Interesse:

Leinwandbindung:

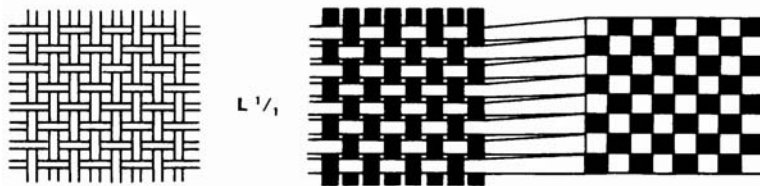


Bild 2.18:

*Leinwandbindung nach
Focus [R&G 99]*

Die Leinwandbindung ist die einfachste Gewebbindung mit der engsten Verkreuzung von Kett- und Schussfäden. Bedingt durch die häufigen Fadenverkreuzungen weisen Gewebe in Leinwandbindung die größte Schiebefestigkeit aller Webarten auf. Die erhöhte Schiebefestigkeit führt aber auch dazu, dass sich Leinwandgewebe schlecht drapieren (räumlich verformen) lassen. Deshalb werden Gewebe in Leinwandbindung hauptsächlich für unkomplizierte Bauteile mit geringem räumlichen Verformungsgrad verwendet.

Köperbindung:

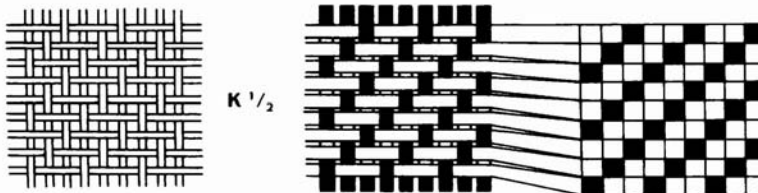


Bild 2.19:

*Köperbindung nach
FOCUS [R&G 99]*

Köperbindungen weisen weniger Fadenkreuzungen auf als die Leinwandbindung und haben daher zwar eine geringere Schiebefestigkeit, aber eine höhere Drapierfähigkeit. Köpergewebe werden demzufolge hauptsächlich in räumlich verwölbten Bauteilkonturen eingesetzt.

Atlasbindung:

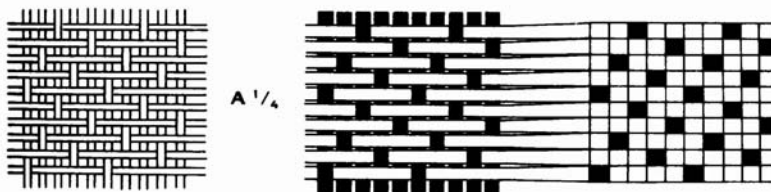


Bild 2.20:

*Atlasbindung nach
FOCUS [R&G 99]*

Gewebe in Atlasbindung weisen noch einmal deutlich weniger Fadenkreuzungen auf als Gewebe in Köperbindung. Dieses führt zu einer nochmal geringeren Schiebefestigkeit bei sehr hoher Drapierfähigkeit. Atlasgewebe kommen dort zum Einsatz, wo aufgrund der komplexen Bauteilgeometrie ein faltenfreies Ablegen von Leinwand- oder Köpergeweben nicht mehr möglich ist.

Gelege entstehen durch Aufeinanderlegen parallel angeordneter unidirektionaler (UD) Schichten. Dabei werden die einzelnen Schichten mit dünnen Haltefäden (Wirkfäden) an den Kreuzungspunkten vernäht. Während Gewebe immer nur zwei orthogonale Faserrichtungen aufweisen, können in Gelegen unterschiedliche Faserorientierungen und auch mehr als zwei Richtungen in einem einzelnen Halbzeug verwirklicht werden. Üblich sind bi-, tri- und auch quadraxiale Gelege mit entsprechend zwei bis vier Faserorientierungen. Darüber hinaus können noch Wirrfaserschichten und Füllstoffschichten eingearbeitet werden, die einen sandwichähnlichen Aufbau ergeben. So können nach SAERTEX [Sae 98] bis zu 56 Lagen in einem Gelege verarbeitet werden. *Bild 2.21* zeigt den prinzipiellen Unterschied zwischen Geweben und Gelegen.

Während beim Gelege die Fasern relativ gestreckt liegen, ist beim Gewebe immer eine gewisse Faserwelligkeit vorhanden, die auch als Ondulation bezeichnet wird. Dieses mindert die Steifigkeit und Druckfestigkeit im Laminat. Je nach Garnfeinheit und Bindungsart des Gewebes ist diese Ondulation allerdings unterschiedlich stark ausgeprägt.

Dagegen erfolgt bei Geweben die Faserablage i. A. präziser und es können dünnere Fäden verarbeitet werden, die im

Gewebe in Längsrichtung näher aneinander liegen. Die *Bilder 2.22* und *2.23* zeigen, dass sich bei Geweben ein wesentlich gleichmäßigeres Faserbild ergibt. Dadurch wird trotz der Ondulation und der Lücken, die sich zwangsläufig an den Fadenkreuzungen der Gewebe ergeben, ein z. T. höherer Faservolumenanteil als bei Gelegen erzielt. Dieses gilt insbesondere für sehr dünne Lamine. So sind sehr dichte Kohlefasergelege ab einem Flächengewicht von 125 g/m², sehr dichte Glasgewebe sogar bereits ab 58 g/m² verfügbar. Mit den derzeit erhältlichen Gelegen wird bei biaxialem Aufbau erst ab Flächengewichten von deutlich über 250 g/m² ein dichtes Faserbild erzeugt.

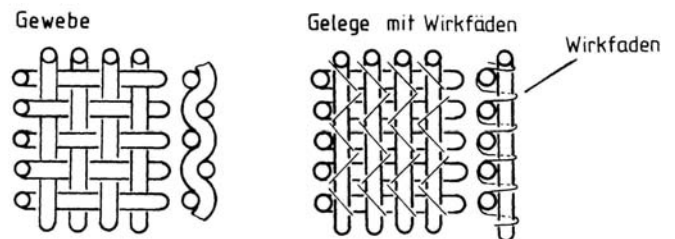


Bild 2.21: Unterschied Gewebe und Gelege [Mic 89]

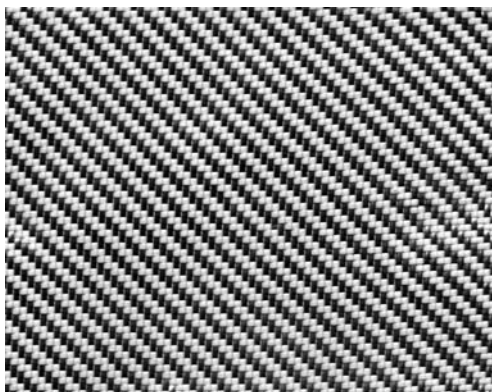


Bild 2.22: 280 g/m² Glasgewebe in Körperbindung

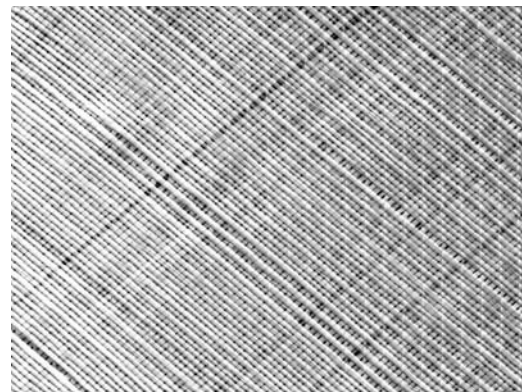
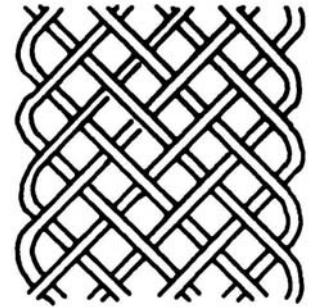


Bild 2.23: biaxiales 408 g/m² Glasgelege

Gewebe und Gelege werden als Rollenware unterschiedlicher Breite geliefert. Standardbreiten sind bei Geweben 1 m, bei Gelegen 1,25 m. Technisch möglich sind aber auch deutlich größere Breiten.

Ein wesentlicher Vorteil bei Gelegen ist zumindest theoretisch der Umstand, dass im Gelege die einzelnen Schichten als wirkliche UD-Schichten zu betrachten sind, während im Gewebe immer zwei einzelne Schichten miteinander verwoben sind. Alle theoretischen Rechenmodelle basieren auf den Berechnungen übereinander liegender Einzelschichten. Es ist bekannt, dass bei Geweben aufgrund der Faserondulation im Vergleich dazu geringere Laminatsteifigkeiten erzielt werden. Es gibt allerdings bislang keine Angaben über den Umfang dieser Steifigkeitsminderung und inwieweit entsprechende Effekte bei Gelegen ggf. ganz vermieden werden können.

Geflechte sind Fadensysteme, bei denen im Gegensatz zu Geweben zwei Fadenorientierungen jeweils spiegelbildlich in einem Winkel zwischen 30 bis 60 Grad zur Abzugsrichtung verlaufen, *Bild 2.24*. Man unterscheidet Rundgeflechte und Flachgeflechte. Letztere werden auch als Litze bezeichnet. Rundgeflechte bilden einen Schlauch und sind somit z. B. besonders zur Herstellung von Rohren geeignet. Sie werden in Breiten von 20 bis 100 mm hergestellt und kommen hauptsächlich in der Sportartikelindustrie (Golfschläger, Tennisschläger, Ski) zum Einsatz. Rundgeflechte mit flexiblen Querfäden lassen sich wie ein elastischer Strumpf über Kerne ziehen und ermöglichen auf einfache Weise die Herstellung komplizierter Geometrien mit veränderlichen Querschnitten, *Bild 2.25*. Litze werden ebenfalls nur in schmalen Breiten hergestellt und eignen sich besonders, um schubbeanspruchte Klebnähte mit einer diagonalen Faserverstärkung zu versehen.



*Bild 2.24: Geflecht (Litze)
[Mic 89]*



*Bild 2.25: Flexschläuche als
Rundgeflecht [R&G]*

2.2.3.3 Gesticke und Gewirke

Gewirke und Gesticke, *Bild 2.26*, sind textile Flächengebilde, die durch Schlaufenbildung auf Strick- bzw. Gewirkmaschinen hergestellt werden. Hiermit können nahezu beliebig komplizierte dreidimensionale Flächengebilde erzeugt werden. Da die Herstellung sehr aufwendig und teuer ist und aufgrund der ständigen Faserumlenkungen kaum eine gezielte Faserorientierung vorliegt, sind Gewirke und Gesticke bei Faserkunststoffverbunden z. Zt. nur wenig verbreitet.



Kettengewirk



Gesticke

Bild 2.26: Gewirk und Gesticke [Mic 89]

2.2.4 Wabenkerne

Mit Wabenkernen, *Bild 2.27*, wird im Leichtbau eine optimale Versteifung großflächiger Schalelemente erzielt. Wabenkerne haben im Vergleich zu anderen Kernwerkstoffen die besten gewichtsspezifischen Festigkeits- und Steifigkeitseigenschaften.

Ausgangswerkstoffe für Wabenkerne sind vornehmlich Folien aus Aluminium oder Papier. Je nach Anforderungen sind unterschiedliche Materialkombinationen möglich. In Verbindung mit Faserverbundwerkstoffen eignen sich Papierwabenkerne in besonderer Weise, da sie sich ausgesprochen gut mit den Faserverbunddeckhäuten verkleben lassen.

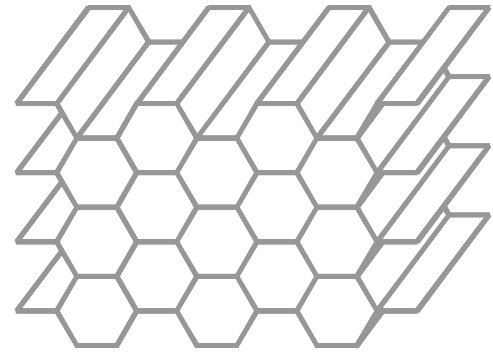


Bild 2.27: Wabenkerne

Bereits in den 50er Jahren wurden Aluminium-Wabenkerne im Flugzeugbau eingesetzt. Sie sind wesentlich günstiger als Polyamid-Wabenkerne und weisen eine sehr hohe Energieaufnahmefähigkeit im Crashfall auf. Die Hauptanwendung von Polyamid-Wabenkernen ist der Innenbereich von Großraumflugzeugen. Hier spielen geringes Gewicht, hohe Druckfestigkeit und insbesondere die Brandeigenschaften eine entscheidende Rolle für die Werkstoffauswahl. Der als Polyamid-Wabe bezeichnete Kernwerkstoff besteht aus Aramidpapier, das anschließend mit Phenolharz getränkt wird. Damit erreichen Polyamid-Wabenkerne die bisher besten gewichtsspezifischen Druck- und Schubfestigkeiten im Vergleich zu allen anderen Sandwichkernwerkstoffen. Sie sind bereits mit sehr kleinen Zelldurchmessern ab 3,2 mm erhältlich und können damit auch mit sehr dünnen Deckhäuten verwendet werden. Aufgrund des hohen Preises von Aramidpapier sind Polyamid-Wabenkerne allerdings relativ teuer.

Für einfache Anwendungen sind Wabenkerne aus verschiedensten Papieren erhältlich. Sie werden hauptsächlich im Möbelbereich verwendet, beispielsweise als Türenkerne. Als Konstruktionswerkstoff sind diese Papierwabenkerne aber nur in großen Zelldurchmessern verfügbar, was wiederum relativ dicke Deckhäute erfordert. Zudem sind ungetränkte Papierwabenkerne wegen ihrer hohen Feuchtigkeitsaufnahme nur für den Trockenbereich geeignet.

Die Herstellung von Polyamid-Wabenkernen zeigt *Bild 2.28*:

Aramidpapier (1) wird mit Kleber bedruckt, abgelängt (2) und gestapelt (3). Die aufgedruckten Klebenähte zweier aufeinander liegender Papierlagen sind zueinander versetzt, so dass sich beim anschließenden „Expandieren“ der Wabe die Wabensechseckform bildet (4). Die „noch jungfräulichen“ Wabenkerne werden anschließend in einem Phenolharzbad unter Druck und hoher Temperatur getaucht.

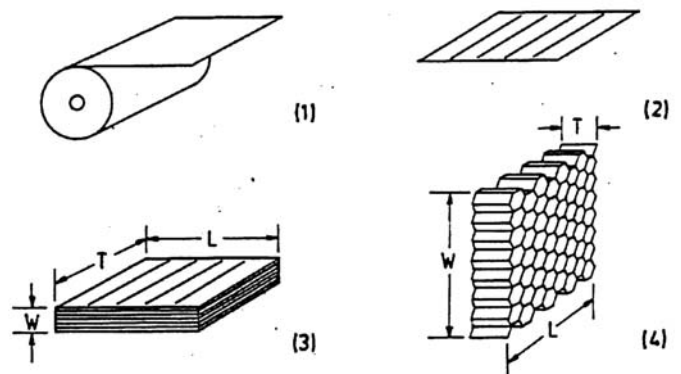


Bild 2.28: Herstellung von Polyamid-Wabenkernen nach EURO-COMPOSITES [Eur 99]

Je nach Anforderungen wird dieser Imprägnierungsprozess bis zu 14-mal wiederholt. Später werden die Wabenkerne in Scheiben geschnitten und sind somit in nahezu jeder beliebigen Dicke ab 1,5 mm erhältlich.

Im Gegensatz zu den Papierwabenkernen wird bei der Herstellung der Aluminium-Wabenkerne, *Bild 2.29*, die Dicke der Wabenplatte erreicht, indem der verpresste Folienblock abgelängt wird (4). Anschließend werden die abgelängten Folienblöcke einzeln zur Wabenplatte expandiert. Dieses ist deutlich kostengünstiger als der Schnitt des expandierten Wabenblockes bei der Polyamid-Wabe. Zudem entfällt bei den Aluminium-Wabenkernen der "Tauchvorgang". Hierdurch ergibt sich ein deutlicher Preisvorteil gegenüber den Polyamid-Wabenkernen.

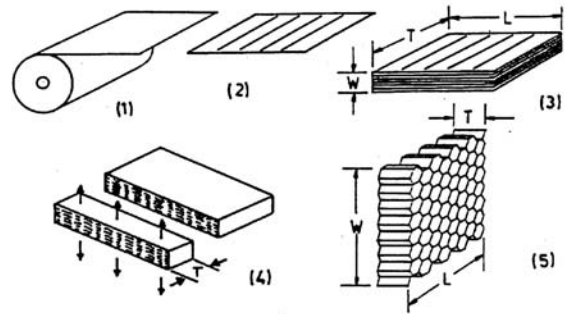


Bild 2.29: Herstellung von Aluminium-Wabenkernen [Eur 99]

Zellformen

In der Regel werden die Waben zu einer sechseckigen Zellform (hexagonale Zelle) expandiert.

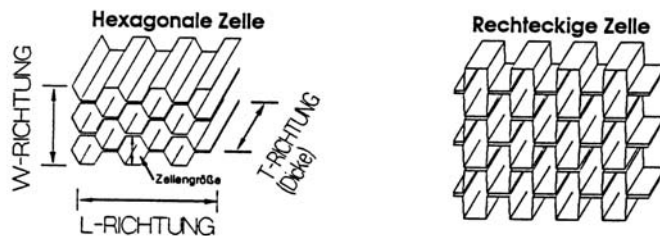


Bild 2.30: Unterschiedliche Zellformen [Eur 99]

Zieht man den Papierstapel beim Expandieren weiter in die Breite, so entsteht eine rechteckige Zellenform. Wabenkerne weisen in L- und W-Richtung unterschiedliche Schubfestigkeiten und -steifigkeiten auf. Die rechteckige Zelle ist deutlich schubweicher in L-Richtung, hat aber höhere Steifigkeits- und Festigkeitswerte in W-Richtung. Wabenkerne mit rechteckiger Zellform werden auch als "überexpandierte Wabe" bezeichnet".

Nichtbehütete hexagonale Wabenplatten bilden, wenn sie gebogen werden, keine Zylinder-, sondern eine Sattelfläche, *Bild 2.31*. Aufgrund dieser Eigenschaft ist ein leichtes Anformen mit einem Anschmiegen des Wabenkörpers in die Form besonders bei dickeren Wabenkernplatten nicht immer möglich.

Überexpandierte Wabenkerne haben im Vergleich dazu ein wesentlich besseres Einschmiegeverhalten und werden daher bevorzugt in stärker gewölbten Bauteilbereichen eingesetzt.

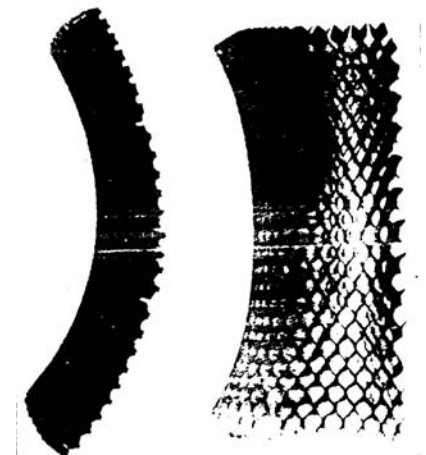


Bild 2.31: Gebogene Sechseckwabe [Her 80]

Verklebung des Sandwich

Die Güte der Verklebung ist entscheidend für die Qualität des Sandwich. Laut HERTEL [Her 80] "sichern die Klebnähte die Verbindung der Häute mit den Wabenstegen

- gegen Abreißen, Abplatzen und Abpellen der Haut vom Kern;
- für die Übertragung der Schubspannungen vom "Steg" (Wabenkern) auf die "Gurte" (Häute)."

Als Klebefläche steht auf der Wabenkernseite mit der Stirnfläche der Wabenkernstege nur ein geringer Bruchteil der Deckhautfläche zur Verfügung. Daher ist eine Vergrößerung der Klebefläche unbedingt erforderlich.

Kehlnähte

Eine Vergrößerung der Klebefläche wird erzielt, wenn sich zwischen Wabensteg und Deckhaut eine Kehlnaht ausbildet. Das Prinzip der Kehlnahtverklebung bei Wabenkernen zeigt der Ölfilmversuch, *Bild 2.32*.

Dabei wird auf eine mit einem dünnen Ölfilm überzogene Glasplatte ein trockener Wabenkörper gelegt. Das Öl zieht sich an den Zellwänden hoch und es entstehen adäquat zu den Zellhohlräumen ölfreie Flächen. Unmittelbar nach dem Entfernen des Wabenkörpers senkrecht zur Glasplatte bleibt das in der Mitte gezeigte Ölmuster entsprechend der Zellwände zurück, um dann wieder langsam zu einem Film zu verlaufen.

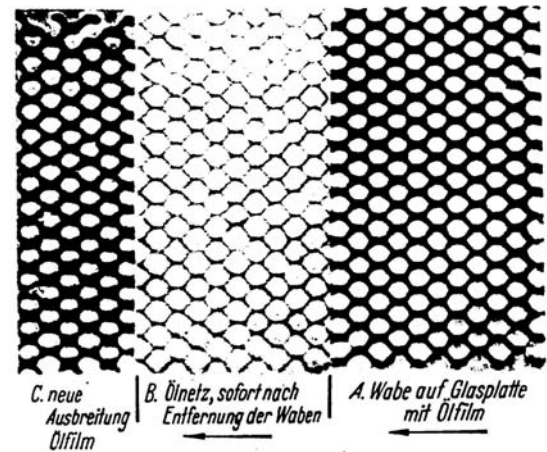


Bild 2.32: Ölfilmversuch [Her 80]

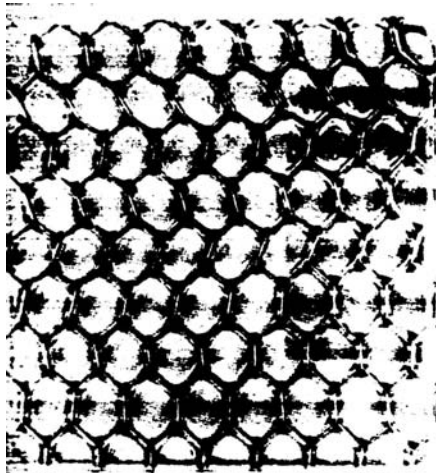


Bild 2.33: Kehlnähte [Her 80]

Auf diese Weise entstehen beim Verpressen von Wabenkernen und Deckhäuten automatisch die Kehlnähte, *Bilder 2.33 und 2.34*. Voraussetzung dafür ist ein sehr gleichmäßiger, möglichst dünnflüssiger Klebefilm. Insbesondere bei Papierwaben saugt der Wabenkernwerkstoff den Kleber an, so dass bei entsprechender Abstimmung von Klebefilm und Wabenkernwerkstoff Klebefestigkeiten erreicht werden, die z. T. über der Festigkeit des Wabenkernwerkstoffes liegen.

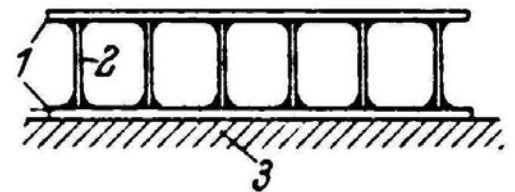


Bild 2.34: Kehlnähte [Her 80]

Auftragen des Klebers

Während bei Aluminium-Deckhäuten ein separater Klebefilm erforderlich ist, kann die Verklebung von Faserverbunddeckhäuten mit dem Wabenkern erfolgen, indem der Wabenkern in das nasse Laminat gepresst wird.

Dabei ist jedoch zu beachten, dass die Laminat mit entsprechendem Harzüberschuss laminiert werden müssen. Zudem ist aufgrund der Anhäufung von Harz an den Wabenstegen mit erhöhtem Härtungsschwund zu rechnen. Dieses führt dazu, dass sich das Wabenkernmuster an hochglänzenden Bauteiloberflächen später optisch abzeichnet. Dieses lässt sich jedoch vermeiden, wenn die Deckschicht erst einmal aushärtet und nur ein dünnes Laminat zum Verkleben des Wabenkernes zusätzlich laminiert wird.

Prinzipiell kann das Auftragen des Klebharzes auch manuell ohne Verwendung eines zusätzlichen Gewebes erfolgen. Die Schwierigkeit liegt dabei aber darin, einen gleichmäßigen Klebefilm ohne Fehlstellen herzustellen.

2.3 Herstellung von Faserverbundbauteilen

Bei der Herstellung von Faserverbundbauteilen wird nicht nur ein vorhandener Werkstoff in seine endgültige Form gebracht; vielmehr wird der Faserverbundwerkstoff selber während der Bauteilherstellung gebildet. Entsprechend hat das Herstellverfahren einen ganz wesentlichen Einfluss auf die Werkstoffkennwerte und die damit verbundenen Bauteileigenschaften. Wesentliche Schritte aller Herstellverfahren von Faserverbundbauteilen sind:

- Ablage der Fasern,
- Benetzung der Fasern mit Matrixwerkstoff,
- Formgebung des Werkstoffverbundes,
- Aushärtung der Matrix (bei duroplastischen Matrixwerkstoffen).

Diese Schritte können zum Teil gleichzeitig oder auch nacheinander, zum Teil sogar auch räumlich und zeitlich getrennt voneinander erfolgen. Die Werkstoffkennwerte des Werkstoffverbundes werden dabei im wesentlichen von folgenden Merkmalen beeinflusst:

- Einzelkennwerte von Faser und Matrix,
- Faserorientierung im Bauteil,
- Faservolumengehalt (φ),
- Porigkeit des Verbundwerkstoffes,
- Präzision der Faserablage (Orientierung und Streckung der Faser).

Die Auswahl eines geeigneten Herstellverfahrens bestimmt ganz wesentlich die Qualität und die Wirtschaftlichkeit der Faserverbundkonstruktion. Dabei ist eine Vielzahl von Randbedingungen zu berücksichtigen. Für den Konstrukteur von Faserverbundkonstruktionen ist die genaue Kenntnis der verschiedenen Herstellverfahren Grundvoraussetzung für die Entwicklung der Faserverbundkonstruktion.

2.3.1 Handarbeitsverfahren

Das Handlaminieren, *Bild 2.35*, ist das einfachste Verfahren zur Herstellung von Faserverbundbauteilen. Die Fadenhalbzeuge werden zumeist als Rovings, Matten oder Gewebe abgelegt und von Hand mit einer Rolle oder einem Pinsel getränkt. Es kommen dabei fast ausschließlich duroplastische Kunststoffe als Matrixwerkstoffe zur Anwendung, die anfangs in dünnflüssiger Form vorliegen und aufgrund ihrer geringen Viskosität eine sehr gute Benetzung der Fasern ermöglichen. Faserablage und Benetzung der Fasern mit dem Matrixwerkstoff erfolgen hier gleichzeitig mit dem Formgebungsverfahren in einer Form. Nach anschließender Aushärtung der Matrix können Bauteile entformt und ggf. nachbearbeitet werden.

Das Handlaminierverfahren erfordert nur geringe Investitionskosten und ermöglicht die Herstellung sehr komplexer Bauteilgeometrien sowie die Verwendung unterschiedlicher Fadenhalbzeuge und Verstärkungsmaterialien in einem Bauteil.

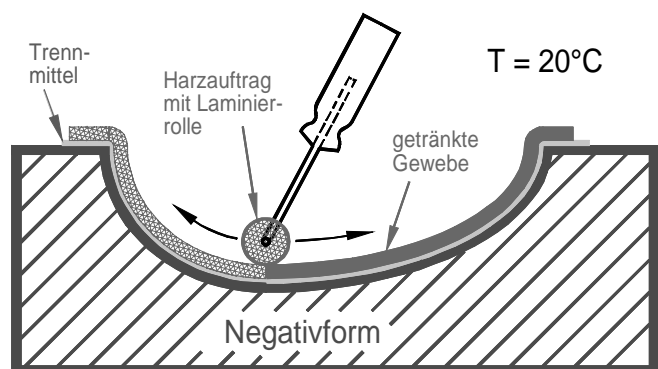


Bild 2.35: Handlaminierverfahren nach [R&G 99]

Im Handlaminierverfahren können Bauteile in fast beliebiger Größe hergestellt werden. Hinterschneidungen sind mit geteilten Formen ebenso möglich wie unterschiedliche Wandstärken im Bauteil. Es werden Faservolumenanteile um 40% erreicht, die durch nachgeschaltete Pressverfahren bei der Aushärtung jedoch noch weiter erhöht werden können.

Nachteilig sind die hohen Zykluszeiten und die sehr hohen Lohnkosten. Problematisch ist zudem eine durchgängige Bauteilqualität. Die Qualität hängt beim Handlaminierverfahren in entscheidendem Maße von der Sorgfalt des Verarbeiters ab. Während in der Praxis insbesondere bei Einzelstücken sehr gute Bauteilqualitäten erreicht werden können, ist ein hohes Qualitätsniveau, das in erster Linie in einer präzisen Faserablage und einem gleichmäßigen Tränkungsgrad zum Ausdruck kommt, selbst bei mittleren Stückzahlen kaum noch zu erreichen. Problematisch sind dabei dann insbesondere Qualitätsschwankungen.

2.3.2 Prepregverarbeitung

Eine gleichmäßigere Verteilung des Matrixwerkstoffes ist möglich, wenn die Fasern bzw. Fadenhalbzeuge vor der Ablage in der Form maschinell vorgetränkt werden. Solche vorgetränkten Halbzeuge werden als Prepregs⁹ bezeichnet. Dabei werden z. B. Gewebe oder Gelege maschinell getränkt und anschließend unter Zwischenlage einer Schutzfolie wieder aufgerollt. Man unterscheidet dabei zwischen Systemen, die unmittelbar nach der Prepregherstellung weiterverarbeitet werden, und Systemen, die gekühlt gelagert eine spätere Weiterverarbeitung ermöglichen.

Prinzipbedingt ist bei beiden Systemen nur ein Auftrag bereits vorgemischter reaktionsfähiger Harze möglich. Bei warmhärtenden Systemen, die erst bei höheren Temperaturen aushärten, ist eine Weiterverarbeitung innerhalb mehrerer Wochen oder sogar bis zu 6 Monaten möglich. Allerdings müssen diese Systeme in der Zwischenzeit gekühlt werden, damit ein Beginn des Vernetzungsprozesses unterdrückt wird. Bei der Bauteilherstellung werden diese Prepregs zunächst auf Raumtemperatur erwärmt, um eine Verformbarkeit zu ermöglichen. Nach anschließendem Zuschnitt kann die Ablage von Hand oder auch maschinell erfolgen. HEISLER beschreibt den möglichen Ablauf einer automatisierten Herstellung am Beispiel des Airbus-Seitenleitwerkes. Eine schematische Darstellung des automatisierten Tapelegeverfahrens mit einem Portalroboter zeigt *Bild 2.36*.

Warmhärtende Prepregs erfordern bei der Aushärtung Temperaturen von zumeist über 120°C sowie in der Regel einen Pressdruck deutlich über einem Bar, der die Lamine während des Härtungsprozesses verdichtet. Dieses bedingt einen im Vergleich zu kalthärtenden Systemen wesentlich höheren Investitionsaufwand im Bereich der Anlagentechnik und beim Formenbau. Der Fertigungsaufwand ist bei Anwendung der Autoklavtechnik zusätzlich noch einmal deutlich höher im Vergleich zum Handlaminierverfahren, so dass Bauteile unter Verwendung warmhärtender Prepregs im Autoklavverfahren zwar höchsten Qualitätsanforderungen gerecht werden, aber die Herstellkosten dabei extrem hoch sind.

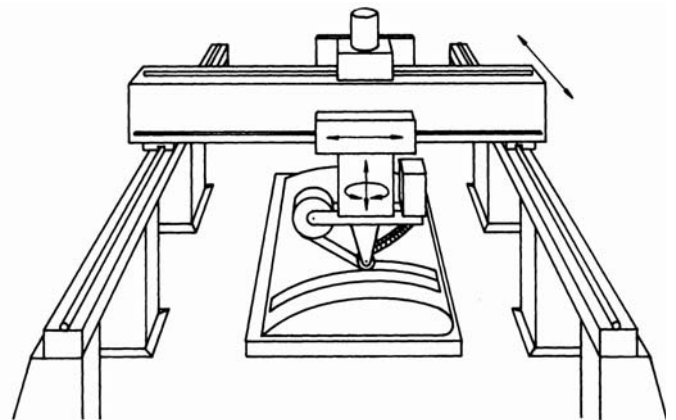


Bild 2.36: Tapelegeverfahren mit einem Portalroboter [Mic 89]

⁹ Die Bezeichnung Prepreg stammt von dem englischen Begriff vorgetränkt: **preimpregnated**

Eine wirtschaftliche Alternative stellt die Verwendung kalthärtender Prepregsysteme dar. Im Gegensatz zu warmhärtenden Prepregsystemen, bei denen die Prepregherstellung räumlich und zeitlich getrennt von der Bauteilherstellung erfolgt, werden Gewebe oder Gelege vor Ort in einer entsprechenden Tränkungsanlage getränkt. Als Matrixwerkstoffe können dabei kalthärtende Laminierharze zur Anwendung kommen, wie sie auch im Handlaminierverfahren eingesetzt werden. Die so hergestellten Prepregs werden in einem nachgeschalteten Verfahren unmittelbar weiterverarbeitet, also zugeschnitten und zumeist von Hand in Formen abgelegt. Im Vergleich zum Handlaminierverfahren ermöglicht dieses Verfahren eine Qualitätssteigerung durch gleichmäßige Tränkungsgrade sowie die Einsparung von Arbeitszeit. Die Investitionskosten betragen nur einen Bruchteil dessen, wie sie bei der Herstellung von Bauteilen im Autoklaven erforderlich sind. Das Verfahren wird bereits bei einigen Herstellern im Kleinflugzeugbau erfolgreich eingesetzt.

2.3.3 Faserspritzverfahren

Beim Faserspritzverfahren, *Bild 2.37*, werden Faserschnitzel und Harz mit einer Faserspritzpistole in die Form gespritzt. Die Vermischung von Harz und Härter bzw. Beschleuniger erfolgt vorzugsweise außerhalb der Pistole (offenes Mischverfahren). Dieses ist bei UP-Harzen möglich, da diese im Polymerisationsverfahren aushärten und daher eine so gründliche Vermischung der Komponenten wie bei additionsvernetzenden nicht erforderlich ist. Die Fasern werden ebenfalls separat über ein Schneidwerk per Druckluft zugeführt.

Da nur Kurzfasern verarbeitet werden können und diese orientierungslos angeordnet sind, werden im Faserspritzverfahren nur geringe Faservolumenanteile und mäßige Festigkeiten und Steifigkeiten erreicht. Hauptanwendungsgebiete für das Verfahren sind Abdeckungen im Fahrzeugbau, aber auch Kanu- und Bootsrümpfe, an die nur durchschnittliche strukturelle Anforderungen gestellt werden.

2.3.4 Wickelverfahren

Beim Wickelverfahren, *Bild 2.38*, werden die Fasern auf einen mehr oder weniger rotations-symmetrischen Kern gewickelt. Es können nur Konturen bewickelt werden, die eine Faserbelegung erlauben, die maximal 30° von der geodätischen¹ Linie abweicht.

Die Kerne sind entweder so geteilt, dass sie entformt werden können, oder es werden lösliche bzw. auswaschbare Kernmaterialien verwendet. Kerne aus Materialien mit geringer Rohdichte (z.B. Schaumstoffe) können auch im Bauteil verbleiben. Gewickelte Bauteile weisen in der Regel eine raue Oberfläche auf.

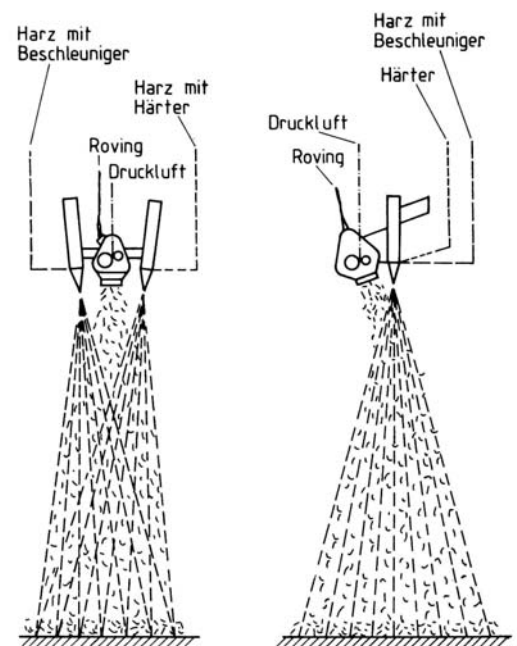


Bild 2.37: Faserspritzverfahren [Mic 89]

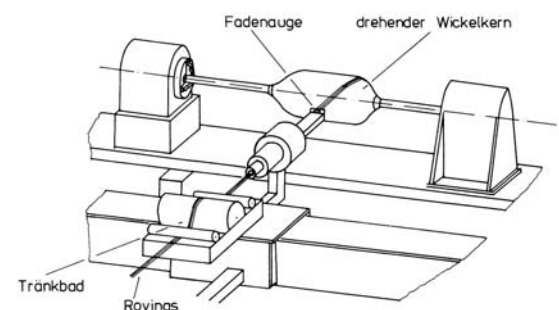


Bild 2.38: Prinzipdarstellung einer Drehbankwickelanlage [Mic 89]

¹ die geodätische Linie ist die kürzeste Verbindung zweier Punkte auf einer gewölbten Fläche

Im Wickelverfahren sind sehr hochwertige Faserverbundbauteile herstellbar, da hohe Faser- volumengehalte möglich sind und die Faserablage unter gleichmäßiger Fadenvorspannung erfolgen kann. Zudem ist das Wickelverfahren zum Teil automatisierbar.

HEISSLER [Hei 86] beschreibt ausführlich die Entwicklung, Optimierung und Herstellung verschiedener Hochdruckbehälter, die im Wickelverfahren hergestellt wurden.

Wesentlich mehr Gestaltungsfreiraum als das Wickelverfahren nach dem Drehbank- prinzip bietet das Wickelverfahren mit Hilfe eines Industrieroboters, *Bild 2.39*. Hier können deutlich komplexere Geometrien bewickelt werden. Die Geschwindigkeit des Verfahrens nimmt jedoch mit steigender Komplexität des Bauteils ab.

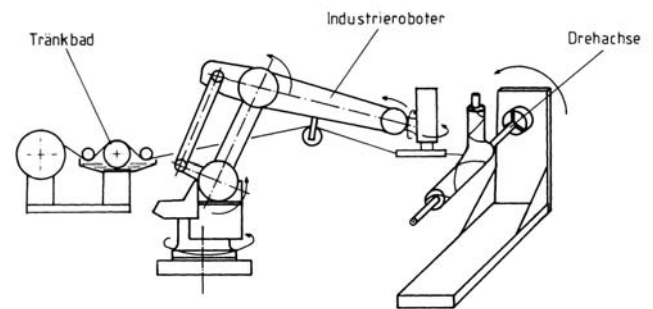


Bild 2.39: Prinzipdarstellung einer roboterunterstützten Wickelanlage [Mic 89]

2.3.5 Schleuderverfahren

Beim Schleuderverfahren, *Bild 2.40*, werden wie beim Wickelverfahren vorzugsweise rotationssymmetrische Bauteile hergestellt. In der Schleudertrommel verdichtet sich das Laminat durch die Fliehkraft. Über eine Lanze werden das Harz und ggf. auch Kurzfasern eingebracht. Es ist aber auch möglich, zu Beginn des Herstellprozesses Gewebe oder Gelege einzulegen. Im Gegensatz zum Wickelverfahren sind Bauteile, die im Schleuderverfahren hergestellt werden, von außen glatt. Allerdings besteht bei größeren Wandstärken die Gefahr, dass sich die Fasern, die im Allgemeinen ein höheres spezifisches Gewicht als das Harz aufweisen, vermehrt in der Außenschicht ablegen, während die inneren Schichten demzufolge harzreicher sind.

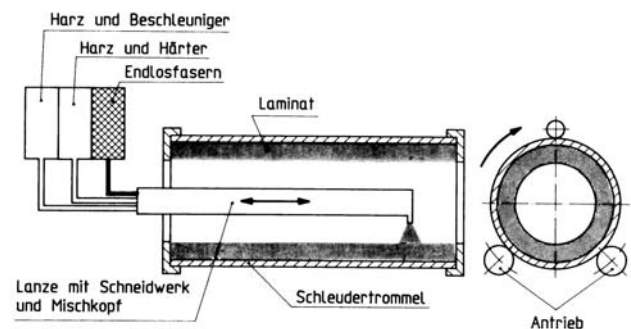


Bild 2.40: Prinzipdarstellung des Schleuderverfahrens [Mic 89]

2.3.6 Pressverfahren

Beim Pressverfahren, *Bild 2.41*, werden Matten, Gewebe oder Gelege in eine mehrteilige Form eingelegt. Harz wird in entsprechender Menge hinzugegeben oder injiziert. Je nach Anforderung und Bauteilkomplexität sind aber auch Prepregs oder Faserverbundplatten mit thermoplastischer Matrix zu verarbeiten. Das Pressverfahren eignet sich insbesondere für Schalenbauteile mit möglichst gleichmäßiger Wandstärke, die mit diesem Verfahren auch in kurzen Zykluszeiten und in größeren Stückzahlen hergestellt werden können.

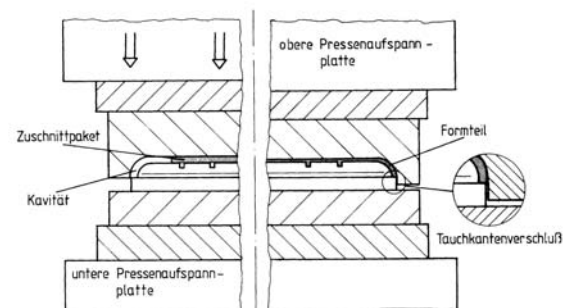
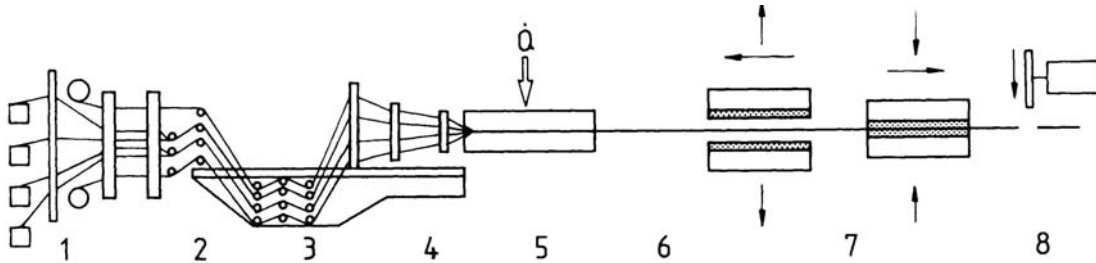


Bild 2.41: Prinzipdarstellung des SMC-Pressverfahrens [Mic 89]

2.3.7 Pultrusion (Strangziehverfahren)

Das Pultrusionsverfahren, *Bild 2.42*, ist ein Verfahren zur Herstellung von Endlosprofilen. Im Gegensatz zu den zuvor beschriebenen Vorgehensweisen handelt es sich dabei um ein kontinuierliches Verfahren.



- 1 Zusammenführen des Verstärkungsmaterials
- 2 Aufbrechen¹⁰ der Rovings
- 3 Imprägnieren des Verstärkungsmaterials mit Matrixwerkstoff
- 4 Vorformen des Stranges
- 5 Formgebung, Aushärtung und Kalibrierung im Werkzeug
- 6 Kühlen
- 7 Ziehen
- 8 Trennen

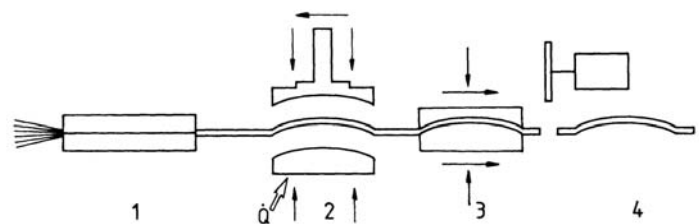
Bild 2.42: Arbeitsschritte des Pultrusionsverfahrens nach MICHAELI [Mic 89]

Im Pultrusionsverfahren hergestellte Profile sind vornehmlich UD-verstärkt. Die Verstärkungsfasern verlaufen in Profilrichtung. Das bewirkt eine hohe Zugfestigkeit und hohe Zug-E-Module. Ohne Querfaserverstärkung sind solche Profile jedoch sehr empfindlich bei der Bearbeitung (Aufsplissen beim Bohren und Sägen). Krafteinleitungen erfordern in der Regel ebenfalls einen Anteil an Querfaserverstärkung.

Daher werden im Pultrusionsverfahren häufig Gewebe oder Wirrfasermatten als äußere Ummantelung des UD-faserverstärkten Profils zugefügt. Eine weitere Möglichkeit ist es, Stäbe nach dem Pultrusionsverfahren nachträglich zu umwickeln, wobei die dann raue Oberfläche allerdings nachteilig sein kann.

Prinzipiell können mit dem Pultrusionsverfahren nur Profile mit konstantem Querschnitt hergestellt werden. Lässt man jedoch das Profil im Werkzeug nur anhärtet, ist in einem nachgeschalteten Arbeitsgang ggf. noch ein Umformen möglich. Eine solche Möglichkeit beschreibt das Pull-Press-Verfahren, *Bild 2.43*.

Weitere Variationen des Pultrusionsverfahrens sind bei MICHAELI näher beschrieben.



- 1 Vorformen und Erwärmen des Laminatstranges
- 2 Formgebung (Pressen) und Aushärtung
- 3 Ziehen
- 4 Trennen

Bild 2.43: Arbeitsschritte des Pull-Press-Verfahrens nach MICHAELI

¹⁰ Beim Aufbrechen werden die Rovings über eine Kante gezogen. Dabei spleißen aneinander haftende Einzelfäden auseinander und die Benetzbarkeit der Fäden wird verbessert.

2.3.8 Härteverfahren

In den beschriebenen Verfahren wurden zunächst nur die Arbeitsschritte

- *Ablage der Fasern,*
- *Benetzung der Fasern mit Matrixwerkstoff,*
- *Formgebung des Werkstoffverbundes*

behandelt.

Als letzter Schritt erfolgt die *Aushärtung* der Matrix.

Streng genommen lassen sich die einzelnen Arbeitsschritte nicht exakt voneinander trennen: Die Ablage der Fasern erfolgt z.B. im Handlaminierverfahren gleichzeitig mit der Benetzung. Ebenfalls gleichzeitig geschieht die Formgebung in der Form, in die hineinlaminiert wird. Zum Teil beginnt bei duroplastischer Matrix die Aushärtung bereits mit dem Vermischen der Harzkomponenten, also praktisch schon vor den anderen Arbeitsgängen.

Die Auswahl der Werkstoffe in Abstimmung mit dem Fertigungsverfahren und der Prozessparameter (z.B. Temperatur) muß jedoch so erfolgen, dass die vollständige Benetzung und die Formgebung des Werkstoffverbundes abgeschlossen sind, bevor die Viskosität der Matrix soweit angestiegen ist, dass eine Benetzung der Fasern und die Entlüftung des Laminates nicht mehr möglich ist.

Bei den Härteverfahren wird prinzipiell nach der **Härtetemperatur** bzw. nach dem **Druck**, unter dem der Verbundwerkstoff härtet, unterschieden:

Härtetemperatur

Grundsätzlich wird zwischen kalt- und warmhärtenden Systemen unterschieden.

Kalthärtende Systeme härten bei Raumtemperatur aus. Die Härtung dauert bei den meisten Systemen jedoch relativ lange (in der Regel 24 h bei 20-25°C). Durch Wärmezufuhr kann auch bei sogenannten kalthärtenden Systemen die Aushärtungszeit deutlich verkürzt werden. Als Faustregel gilt für Epoxidharze: 10° Temperaturerhöhung halbiert die Aushärtungszeit, *Bild 2.44*. Dabei sind jedoch immer auch die Temperaturgrenzen des jeweiligen Harzsystems zu beachten. Weiterhin ist zu berücksichtigen, dass viele sogenannte kalthärtenden Harzsysteme bei Temperaturen unter 20°C deutlich langsamer, bei Temperaturen unter 13°C z. T. auch gar nicht mehr aushärten.

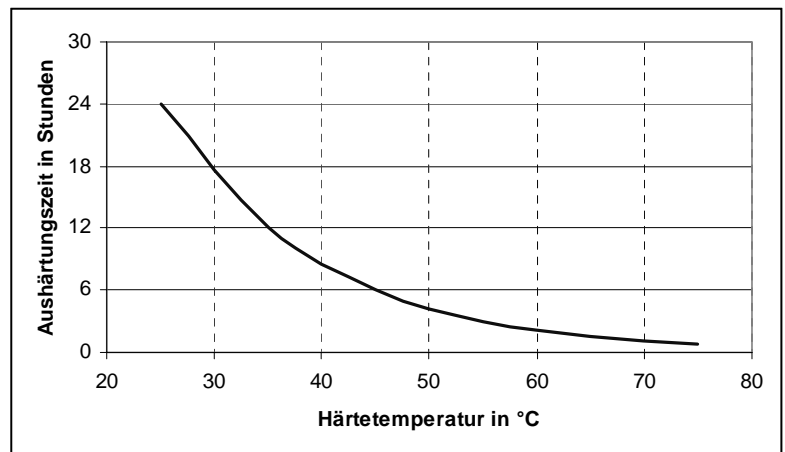


Bild 2.44: Qualitiver Verlauf der Aushärtungszeit in Abhängigkeit von der Temperatur bei kalthärtenden Epoxidharzen

Warmhärtende Harzsysteme sind bei Raumtemperatur oft auch nach Wochen noch nicht vollständig ausgehärtet. Durch Erwärmung auf über 60°C kann die Härtung aber relativ rasch erfolgen. Es sind Härtezyklen von 15 min und weniger möglich. Bei höheren Temperaturen spricht man auch von einer Heißhärtung.

Druck bei der Aushärtung

Die gebräuchlichsten Harzsysteme härten bei Umgebungsdruck aus. Einige Prepregsysteme, wie z. B. Phenolharze, benötigen jedoch zur Aushärtung einen Druck von 3 bar und mehr, weil bei der Aushärtung der Harzsysteme Spaltprodukte entstehen, die zu einer Porosität des Verbundes führen können.

Grundsätzlich verbessert ein hoher Druck während der Aushärtung jedoch für alle Harzsysteme die Laminatqualität, da durch den Druck die Lamine verdichtet werden. Zudem ergeben sich folgende Möglichkeiten:

- Lamine können mit Harzüberschuss laminiert werden. Anschließend wird eine Lage Abreißgewebe aufgelegt. Ein darüber aufgebrachtes Saugvlies nimmt bei der Druckhärtung überschüssiges Harz auf. Damit kann auch im Handlaminierverfahren, bei dem ungleichmäßige Harzverteilungen im Laminat das wesentliche Qualitätsproblem darstellen, ein sehr gleichmäßige Laminatqualität erreicht werden.
- Sichtkohlefaserteile sollen an der Oberfläche möglichst keine Poren aufweisen. Dazu werden diese relativ harzreich laminiert. Beim anschließenden Verpressen werden Luftblasen aus dem Laminat herausgepresst. Erhöhte Temperaturen vermindern dabei zusätzlich die Harzviskosität und erleichtern damit das Entlüften der Lamine.

Art der Druckaufbringung

Bei großflächigen Laminaten sind hohe Kräfte erforderlich, um entsprechende Drücke aufzubauen. Die Druckaufbringung auf großen Flächen mit Pressen, Gegenformen o.ä. ist häufig problematisch, da die enormen Kräfte zu hohen Belastungen der Formen führen. Zudem ergibt sich das Problem einer gleichmäßigen Druckverteilung bei gewölbten Formteilen. Eine einfache Alternative bietet da die Möglichkeit, den Umgebungsdruck zu nutzen.

Vakuumverfahren

Das Vakuumverfahren, *Bild 2.45*, nutzt den Umgebungsdruck zum Verpressen der Lamine. Dabei ist das Laminat mit einer Folie abgedeckt, die am Formenrand abgedichtet wird. Anschließend wird die Luft abgesaugt und mit einer Vakuumpumpe ein Unterdruck erzeugt. Die Vorteile dieses Pressverfahrens sind vor allem die gleichmäßige Druckverteilung, und zwar auch bei komplizierten Formgeometrien, die geringe Belastung der Formen selbst bei hohen Presskräften und schließlich der geringe Investitionsaufwand. Allerdings ist das Abdichten sehr arbeitsintensiv, und das Verfahren erfordert viel Sorgfalt, da selbst kleine Undichtigkeiten zu Druckverlusten und verminderter Bauteilqualität führen können.

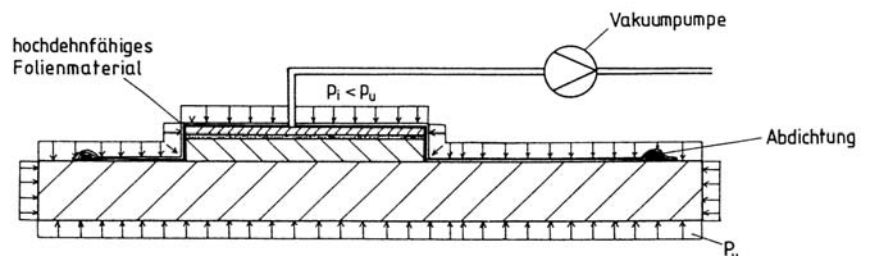


Bild 2.45: Prinzipdarstellung des Vakuumverfahrens

Bild 2.46 zeigt das Vakuumverpressen eines Wabenkernes in der Rumpfhalschale eines Kleinflugzeuges. Die Folie muss entweder eine hohe Dehnfähigkeit aufweisen oder großzügig in Falten gelegt werden, damit bei kompliziert gestalteten Formen keine Vertiefungen überspannt werden. Nur wenn die Vakuumfolie überall gleichmäßig anliegt, wird ein gleichmäßiger Pressdruck zum Verkleben des Wabenkerns mit dem Laminat erreicht. Zudem würden beim Überspannen von Vertiefungen Biegemomente in die Formen eingeleitet, die die Formen unnötig beanspruchen und ggf. zu einem Verzug führen können.



Bild 2.46: Vakuumpressen am Beispiel einer Rumpfhalschale

Autoklav-Verfahren

Beim Vakuum-Verfahren ist der Maximaldruck durch den Umgebungsdruck begrenzt. Um höhere Pressdrücke erreichen zu können, muss der Umgebungsdruck erhöht werden. Dieses wird in Autoklaven erreicht.

Autoklaven sind Druckkammern, die in der Regel zusätzlich noch beheizbar sind. Bei Drücken bis zu 6 bar und hohen Temperaturen werden darin hochfeste Faserverbundbauteile mit hohen Faservolumenanteilen hergestellt.

Vom Prinzip her ähnelt das Autoklav-Verfahren, Bild 2.47, dem Vakuumverfahren.

Vor allem die hohen Temperaturen stellen jedoch besondere Anforderungen an die Formen und die verwendeten Materialien zum Aufbau des Unterdruckes. So kommen als Vakuumfolien in Autoklaven zumeist Silikontücher zum Einsatz, die den hohen Temperaturanforderungen gerecht werden. Problematisch ist bei den hohen Temperaturen insbesondere auch die Dimensionsstabilität der Formen. Hier sind bereits beim Formenbau spezielle Maßnahmen zu ergreifen, damit die späteren Bauteile entsprechend maßhaltig sind.

Vorteile des Autoklavverfahrens sind die hohe Verdichtung der Lamine sowie die Verarbeitbarkeit von Hochtemperatur-Harzsystemen. Nachteilig ist der sehr hohe Investitions- und Arbeitsaufwand.

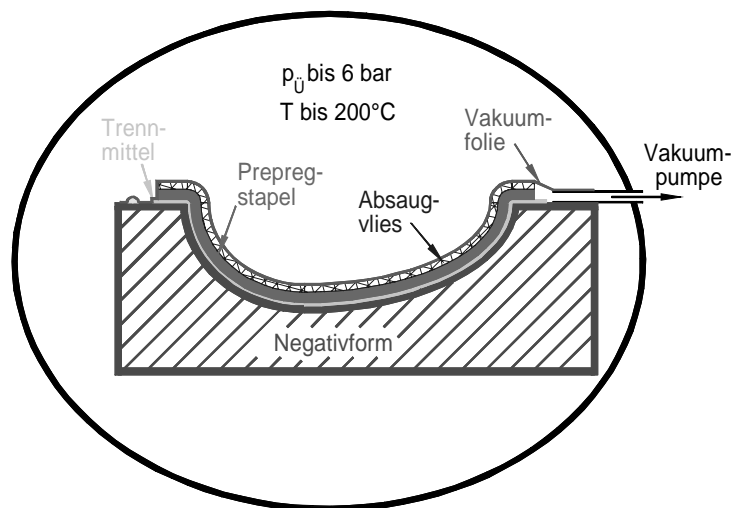


Bild 2.47: Prinzipdarstellung des Autoklavverfahrens nach [R&G 99]

2.3.9 Auswahl eines geeigneten Herstellverfahrens

Die Auswahl eines geeigneten Herstellverfahrens erfolgt sowohl nach technischen als auch nach wirtschaftlichen Gesichtspunkten. Wesentliches technisches Kriterium dabei ist die Komplexität einer Konstruktion. Sehr komplexe Strukturen in Faserverbundbauweise sind insbesondere im Handarbeitsverfahren möglich. Bei diesen Verfahren ist jedoch eine durchgängige Qualität bei der Serienherstellung problematisch. Der geringe Materialdurchsatz führt zudem zu sehr hohen Lohnkosten. Daher werden das Handlaminierverfahren und das Prepreg-Handablegeverfahren nur für kleine bis mittlere Stückzahlen eingesetzt. Pultrusions- und Wickelverfahren sind gut automatisierbar, können aber nur bei entsprechend geeigneten Bauteilgeometrien mit geringer Komplexität eingesetzt werden. Eine Übersicht über den Materialdurchsatz unterschiedlicher Verfahren gibt *Bild 2.48*.

Den Materialdurchsatz allein als Maßstab für die Wirtschaftlichkeit zu betrachten, kann aber häufig zu Fehlinterpretationen führen. So ist das wesentliche Merkmal einer Leichtbaukonstruktion die Erfüllung der funktionalen Anforderungen bei einem möglichst geringen Gesamtgewicht. Ein hoher Materialdurchsatz eines Herstellverfahrens ist somit nur dann sinnvoll, wenn das Verfahren es zudem erlaubt, Werkstoff gezielt dort anzuhäufen, wo er strukturell erforderlich ist, und dort wegzulassen, wo er nicht notwendig ist. Ebenso ist nicht mit allen Verfahren gleichermaßen eine beanspruchungsgerechte Bauteilgestaltung möglich.

Die Auswahl eines geeigneten Herstellverfahrens für Faserverbundbauteile erfordert somit einen ganzheitlichen Ansatz bei der Einschätzung der Gestaltungsmöglichkeiten und der Kosten einer Konstruktion.

Der Konstrukteur von Faserverbundkonstruktionen muss genaue Kenntnisse über die einzelnen Herstellverfahren haben, da er mit seiner Konstruktion bereits das Verfahren und auch einzelne Verfahrensschritte festlegt. Die Qualität der Faserverbundkonstruktion zeigt sich dann im Wesentlichen darin, inwieweit der Konstrukteur die gegebenen Möglichkeiten eines Herstellverfahrens optimal ausnutzen kann. *Bild 2.49* beschreibt Möglichkeiten und Beschränkungen einiger gebräuchlicher Herstellverfahren. Auch hier wird deutlich, dass das Handlaminierverfahren den größten Gestaltungsfreiraum bietet. Aufgrund der geringen Investitionskosten ist dieses Verfahren trotz seiner hohen Lohnintensität besonders für kleinere Serien und Prototypenherstellung geeignet.

Kombiniert man das Handlaminierverfahren mit dem Vakuumpressen, so sind zudem sehr hohe Faservolumengehalte und geringe Restporengehalte realisierbar, die in Einzelfällen eine Bauteilqualität ermöglichen, welche einer automatisierten Herstellung nahezu gleichzusetzen ist.

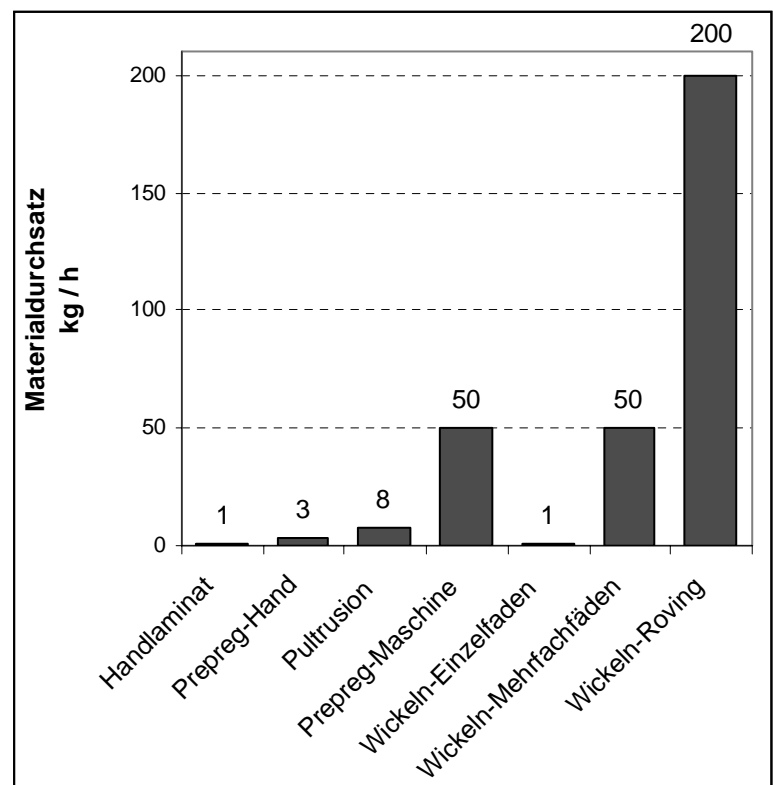


Bild 2.48: Materialdurchsatz für verschiedene Herstellmethoden nach HEISSLER

	Hand-laminieren	Wickeln	Faser-spritzen	Strang-ziehen	Vakuumpressen
Investitionskosten	gering	hoch	mittel	hoch	mittel
Lohnkosten	sehr hoch	gering	hoch	gering	hoch
Stückzahlen ¹⁾	klein bis mittel	mittel	mittel	hoch	klein bis mittel
Bauteilgröße	jede Größe	jede Größe	jede Größe < 1m ² unüblich	endlos	bis 10 m ² üblich
Hinterschneidungen	geteilte Formen	nicht möglich	geteilte Formen	in Ziehrichtung	geteilte Formen
Mindestradien	ca. 1 mm	ca. 10 mm	ca. 5 mm	keine	ca. 0,5 mm
übliche Wanddicken	0,1 – 10 mm	1 – 10 mm	2 – 10 mm	0,5 – 20 mm	0,1 – 5 mm
Wanddickensprünge	möglich	möglich	möglich	praktisch unmöglich	möglich
Faser-Volumenanteil	bis 50%	bis 70%	bis 20%	bis 80%	>80%
Faserorientierung	möglich	möglich bis ca. ± 30°	nicht möglich	Rovings in Zugrichtung Bänder 0° / 90°	möglich
Luftporengehalt	1 – 3%	0,5 – 2%	2 – 3%	0 – 2%	0 – 2%
Deckschicht	einseitig üblich	unüblich	einseitig üblich	nicht möglich	einseitig üblich
Oberfläche	einseitig glatt	rauh	einseitig glatt	glatt	einseitig glatt
Durchbrüche	möglich	unüblich	möglich	nicht möglich	möglich
Einlegeteile (z.B. Stützstoffe)	möglich	bedingt möglich	möglich	möglich	möglich
Sicken	möglich	bedingt möglich	möglich	möglich	möglich
Rippen	möglich	nicht möglich	möglich	möglich	möglich
Nachbearbeitung ²⁾	besäumen	trennen	besäumen	trennen	besäumen

¹⁾ **klein** = Prototypen und Einzelstücke, **mittel** = einige hundert bis tausend Teile, **groß** = >1.000 Teile

²⁾ **Besäumen** = Abschneiden des Randes z.B. mittels Stichsäge, Trennscheibe, Laser oder Hochdruck-Wasserstrahl.
Trennen = Ablängen, Kappen mittels Säge

Bild 2.49: Übersicht zu gebräuchlichen Herstellverfahren nach R&G

2.4 Gestaltung von Faserverbundkonstruktionen

Die Gestaltung von Faserverbundkonstruktionen beinhaltet gleichermaßen die Formgebung des Bauteils wie die Gestaltung des Werkstoffes. Eng damit verknüpft ist aber auch immer die Festlegung des Herstellverfahrens bis hin zu den einzelnen Verfahrensschritten. Somit ist die Gestaltung von Faserverbundkonstruktionen einerseits äußerst komplex, eröffnet aber gleichzeitig dem Konstrukteur auf der Suche nach neuen Problemlösungen und individueller Anpassung der Konstruktion an neue Anforderungen auch neue Möglichkeiten. Dabei ist die Gestaltung von Faserverbundkonstruktionen im Grunde nicht kompliziert oder schwierig, sondern nur unterschiedlich im Vergleich zu Konstruktionen aus metallischen Werkstoffen. Kerngedanke bei der Gestaltung von Faserverbundkonstruktionen ist eine Formgebung des Bauteils, die in erster Linie fasergerecht ist. Dabei sind folgende Punkte hervorzuheben:

Eine fasergerechte Formgebung sollte

- eine einfache Ablage der Fasern bzw. Faserprodukte ermöglichen,
- so beschaffen sein, dass der Faserverlauf im Bauteil im Wesentlichen dem Kraftflussverlauf im Bauteil entspricht,
- eine einfache Entformung des Faserverbundbauteils ermöglichen.

2.4.1 Allgemeine Gestaltungsregeln

Allgemeine Regeln zur Gestaltung von Faserverbundkonstruktionen werden u. a. bei HAFERKAMP, MICHAELI und R&G [Haf 70, Mic 89, R&G 99] formuliert, von denen die wichtigsten nachfolgend zusammen gefasst werden:

Wandstärken

Wandstärken von Faserverbundbauteilen sollten so dünn wie möglich und gleichmäßig sein. Bei größeren Wandstärken (> 10 mm) ist aufgrund der exothermen Reaktion bei Aushärtung duroplastischer Matrixwerkstoffe z. T. ein Verkochen der Matrix möglich. Großflächige Schalenelemente in Faserverbundbauweise haben häufig nur Wandstärken von wenigen mm. Wandstärken von nur 0,1 mm sind möglich.

Bild 2.50 zeigt Möglichkeiten der Bauteilgestaltung mit gleichmäßigen Wandstärken am Beispiel einer Behälterkonstruktion. Während die Harzansammlungen leicht zu Schwindungsrissen führen und das Verstärkungsmaterial die scharfen Kanten nur unzureichend ausfüllen kann, wird die Faserablage bei der fließenden Formgestaltung vereinfacht. Die erforderliche Steifigkeit der Formenkante wird über die Ausrundung des Behälterrandes erreicht.

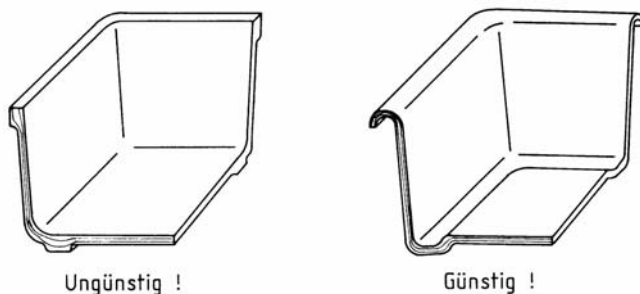


Bild 2.50: Bauteilgestaltung mit gleichmäßigen Wandstärken [Mic 89]

Wanddickensprünge sind allerdings bei einigen Fertigungsverfahren möglich und auch üblich, wenn strukturelle Bedingungen - wie z. B. Krafteinleitungen - lokale Verstärkungen erfordern. Dort können gezielt zusätzliche Verstärkungslagen eingebracht werden, die allerdings lagenweise abgestuft werden sollten, um einen sprunghaften Wandstärkenunterschied zu vermeiden.

Sind wegen der Beulsteifigkeit größere Wandstärken erforderlich, sollte dieses in erster Linie durch räumliche Versteifung oder in Form einer Sandwichbauweise geschehen.

Gestaltung von Ecken und Kanten

Die Ablage der Fasern gestaltet sich am einfachsten auf ebenen oder schwach gekrümmten Flächen. Problematisch sind somit insbesondere Bauteilecken und Kanten. Zu kleine Radien führen zu Lunkerbildung, da die Fasern bzw. Faserhalbzeuge sich nicht entsprechend anschmiegen und, selbst wenn sie während der Faserablage beim Herstellungsprozess zunächst in die Kanten gepresst werden, anschließend in der noch flüssigen Matrix aufschwimmen. Günstig ist die Gestaltung in „fließenden Formen und Konturen“, wie in *Bild 2.51* dargestellt.

Sind funktionsbedingt Ecken oder Kanten am Bauteil nicht zu vermeiden, können diese vorher mit einem Füllstoff (gefüllte Harzmasse) gefüllt werden, *Bild 2.52*. Auf diese Weise wird eine „Ausrundung“ zur fasergerechten Ablage des Laminates geschaffen.

Sind Kanten einer hohen Stoßbeanspruchung ausgesetzt, so können beim Handlaminierverfahren zu Beginn des Laminiervorganges Rovings entlang der Kante gelegt werden. Diese ergibt eine besonders hohe Kantenfestigkeit.

Räumliche Gestaltung und Versteifungen

Großflächige, dünnwandige Bauteile neigen bei Druck- oder Schubbeanspruchung bzw. bei Belastungen senkrecht zur Schalenebene zum Beulen. Daher werden häufig deutlich größere Wandstärken benötigt, als zur Aufnahme der Belastungen in Schalenebene erforderlich wären.

Durch eine räumliche Bauteilgestaltung kann eine erhebliche Versteifungswirkung erzielt werden, die zudem für Faserverbundwerkstoffe besonders werkstoffgerecht ist.

Bild 2.53 zeigt die Ausgestaltung einer räumlich versteiften Haube. Die Übergangsradien sollten möglichst groß gewählt werden.

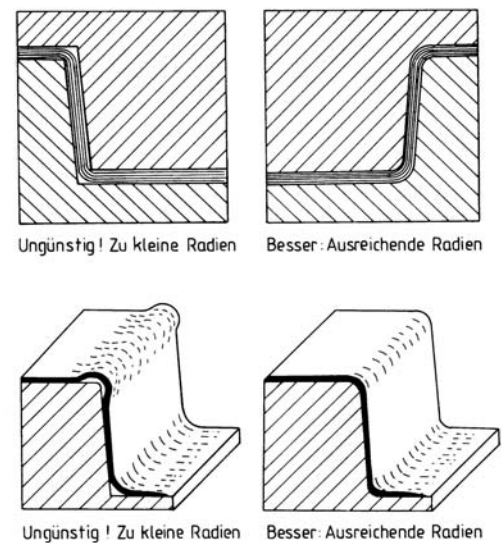


Bild 2.51: Kantengestaltung [Mic 89]

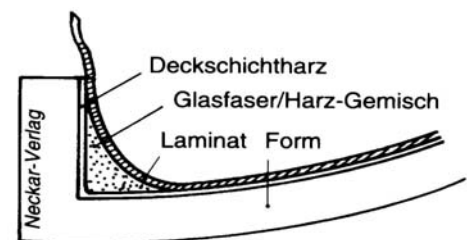


Bild 2.52: Schematische Darstellung der Kantenbehandlung [R&G 99]

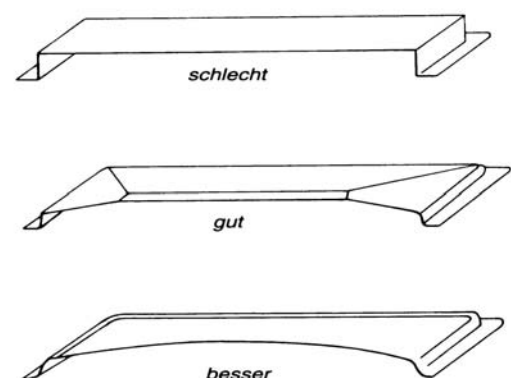


Bild 2.53: Räumliche Bauteilgestaltung [R&G 99]

Weiterhin sind die in den *Bildern 2.54* und *2.55* dargestellten Versteifungsmöglichkeiten mit Faserverbundwerkstoffen einfach durchführbar. Dabei sind die Darstellungen in *Bild 2.55* kritisch zu betrachten, da sie zum Teil den vorab getroffenen und in *Bild 2.50* dargestellten Aussagen widersprechen. Hierin äußert sich aber auch die Vielschichtigkeit der Faserverbundtechnologie, zu der sich zwar gewisse Regeln formulieren lassen, die aber immer wieder unter besonderen Umständen und in Abhängigkeit von den spezifischen Bedingungen der angewendeten Produktionstechnologie umgangen werden können.

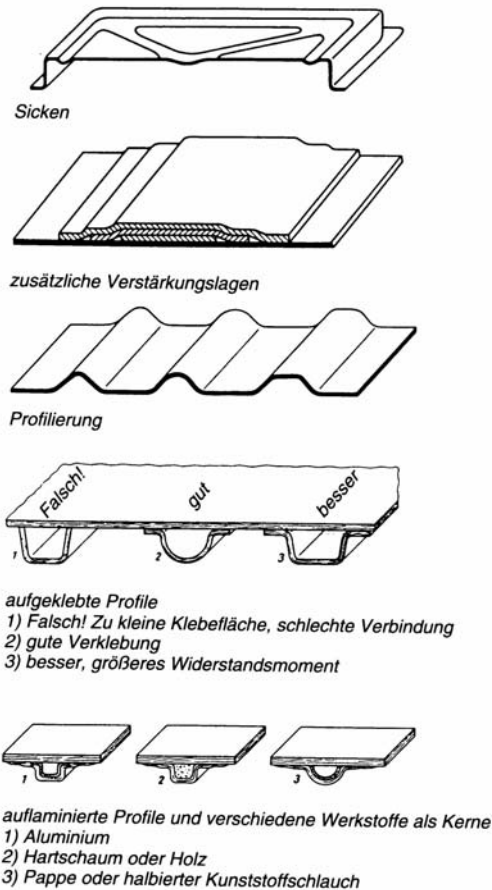


Bild 2.54: Versteifungen durch Sicken oder auflaminierte Profile [R&G 99]

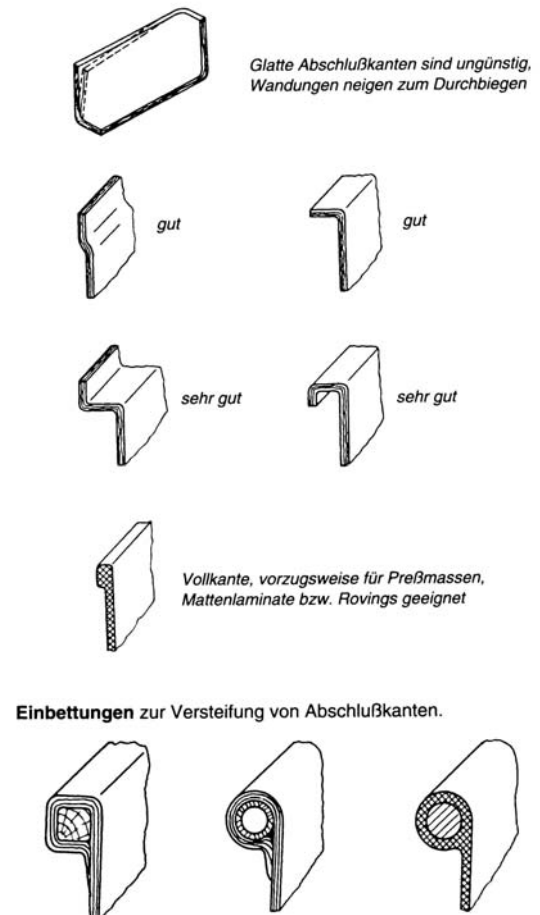


Bild 2.55: Versteifungen von Bauteilkanten [R&G 99]

2.4.2 Versteifung durch Sandwichbauweisen

Mit Sandwichbauweisen wird eine optimale räumliche Versteifung großflächiger Schalenelemente erreicht. Sandwichbauweisen werden vor allem dort eingesetzt, wo die Normalbelastungen in Schalenebene relativ gering sind und durch Biegebeanspruchung, Beul- oder Knickgefahr eine gewisse Mindestwandstärke vorgegeben ist.

Ein Sandwich besteht aus zwei äußeren Decklagen, die mit einer Zwischenlage, dem Stützstoff, verklebt sind, *Bild 2.56*.

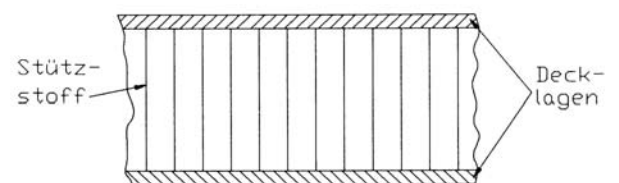


Bild 2.56: Sandwichbauweise

Der Stützstoff ist im Allgemeinen wesentlich dicker als die Decklagen, wobei die Dichte des Stützstoffes oft mehr als eine Größenordnung geringer ist als die der Decklagenwerkstoffe.

Das Prinzip der Sandwichbauweise besteht darin, dass der Kernwerkstoff die Decklagen auf Abstand hält. Bei einer Biegebeanspruchung der Schale liegen dann in den dünnen Deckschichten fast ausschließlich Normalspannungen vor, während die Stützschiicht Druck- und Schubspannungen erfährt.

Stützstoffe bei Sandwichbauweisen:

Entscheidend für die Sandwichbauweise ist eine hohe Druck- und Schubfestigkeit des Kernwerkstoffes sowie eine sichere Verklebung zwischen Kernwerkstoff und Decklagen. Bild 2.57 zeigt unterschiedliche Kernwerkstoffe für Sandwichbauweisen.

Holz als Stützstoff

Wegen seines geringen spezifischen Gewichtes wird Balsaholz (ca. 140 kg/m^3) als Stützstoff eingesetzt. Von der Belastung her müsste es normalerweise als Hirnholz in dünne Scheiben geschnitten werden. Dieses ist jedoch fertigungstechnisch kaum zu bewerkstelligen. Balsaholz kann nur auf eindimensional gekrümmten Flächen eingesetzt werden.

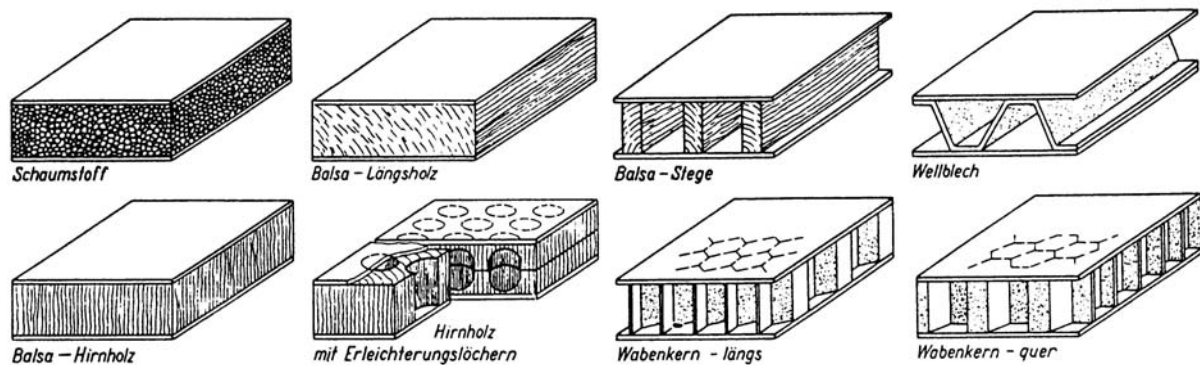


Bild 2.57: Kernwerkstoffe für Sandwichbauweise [Her 80]

Schaumstoffe als Stützstoff

Hochfeste extrudierte Schaumstoffe mit Rohdichten zwischen 30 und 110 kg/m^3 werden vor allem im Kleinflugzeugbau (Segelflugzeuge, Sportflugzeuge) als Kernmaterial verwendet. Es ist z. T. möglich, Schaumstoffplatten unter Temperatur und Druck vorzuformen. Auf diese Weise können auch Freiformflächen versteift werden. Die Verklebung mit den Deckschichten ist allerdings problematisch, da als maximale Klebefestigkeit die geringe Zugscherfestigkeit des Schaumstoffes selbst erreicht werden kann. Die Verklebung dünner Deckhäute mit dem Schaumstoff wiegt zudem häufig mehr als die Deckhäute selbst.

Wabenkerne als Stützstoff

Eine optimale Versteifung großflächiger Schalelemente wird durch Wabenkerne erreicht. Sie weisen ein sehr gutes Steifigkeits-Gewichts-Verhältnis auf und sind in unterschiedlichsten Varianten verfügbar. Die Eigenschaften und die Gestaltung von Wabensandwichbauteilen mit Faserverbunddeckhäuten sind Kernpunkte dieser Arbeit. Die spezifischen Eigenschaften von Wabenkernen wurden bereits in Kapitel 2.2.4 behandelt. Bevor eine eingehende Analyse der Wabensandwichaufbauten erfolgen kann, sind jedoch weitere gestalterische Aspekte sowie mechanische Zusammenhänge von Faserverbunden zu berücksichtigen.

2.4.3 Gestaltung von Krafteinleitungen

Krafteinleitungen sind die kritischen Stellen bei nahezu jeder Faserverbundkonstruktion. Die mechanischen Eigenschaften der Faserverbundkonstruktionen werden im Wesentlichen von der Faser bestimmt. Fasern sind in der Matrix eingebettet. Krafteinleitungen erfolgen somit häufig über die Matrix, die den schwächeren Partner im Verbund darstellt.

Prinzipielle Möglichkeiten der Krafteinleitung sind:

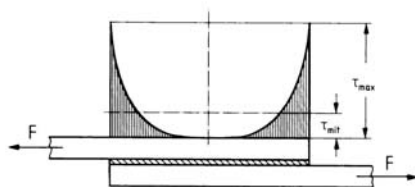
- **Stoffschluss** (Kleben),
- **Kraftschluss** (Schraubverbindung),
- **Formschluss** (Bolzenverbindung, Schlaufenanschluss).

Stoffschluss

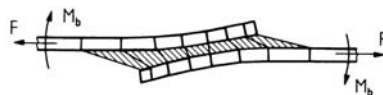
Das Kleben ist bei Faserverbundwerkstoffen mit duroplastischer Kunststoffmatrix die Möglichkeit, eine stoffschlüssige Verbindung herzustellen. Ein Verschweißen, wie bei thermoplastischen Kunststoffen, ist bei den nichtschmelzbaren Duroplasten nicht möglich.

Bild 2.58 zeigt unterschiedliche Nahtformen für Klebeverbindungen, *Bild 2.59* verdeutlicht die Beanspruchung einer einfach überlappten Klebeverbindung. Dabei sind prinzipiell folgende Punkte bzgl. der Klebegestaltung zu beachten:

- Klebungen sollten so gestaltet werden, dass die Klebefugen auf Schub bzw. Scherung beansprucht werden.
- Zug- und Schälbeanspruchungen sollten vermieden werden.
- Fügeflächen müssen möglichst groß gewählt werden.
- Insbesondere bei der Verklebung größerer Laminatstärken müssen durch Schäftung Steifigkeitssprünge vermieden werden.



a) unter reiner Schubbeanspruchung



b) mit zusätzlicher überlagerter Biegebelastung

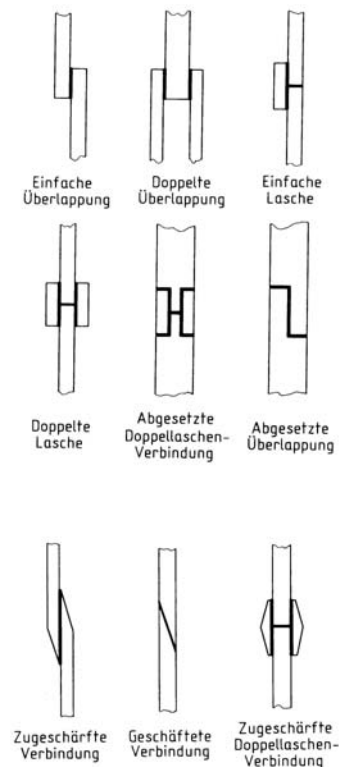


Bild 2.59: Beanspruchung einer einfach überlappten Klebeverbindung [Mic 89]

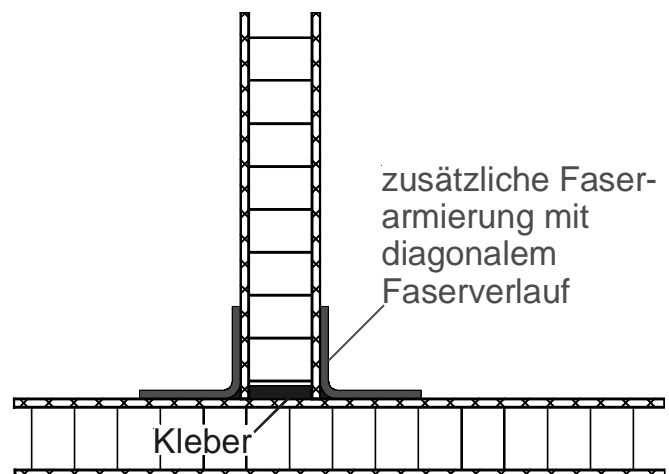
Bild 2.58: Nahtformen für Klebeverbindungen [Mic 89]

Weitere Hinweise zur Gestaltung von Klebeverbindungen enthält [Schin 88].

Für Verklebungen an Faser-Kunststoff-Verbundwerkstoffen ist weiterhin besonders zu beachten:

- Die meisten Laminierharze (Epoxidharze) sind hervorragende Klebstoffe.
- Laminierharze können mit Füllstoffen angedickt werden, wenn Spaltverklebungen erreicht werden sollen.
- Füllstoffe mit Faserstruktur wie Kurzglasfasern oder Baumwollflocken können die Zugfestigkeit des Klebstoffes deutlich erhöhen.
- Für Klebeverbindungen zu metallischen Werkstoffen gibt es spezielle Haftvermittler, die dem Klebeharz beigemischt werden.
- Lamine mit Epoxidharzen sind sehr glatt. Daher lassen sich auf ausgehärteten Epoxidharzen nur sehr schlechte Klebeverbindungen erzielen. Deshalb müssen Lamine mit Epoxidharzen vor dem Verkleben mit grobem Korn bis auf die Fasern angeschliffen werden. Bei der Dimensionierung ist hier zu berücksichtigen, dass einzelne Laminatschichten durch das Anschleifen geschwächt werden.
- Vor dem Verkleben müssen die Oberflächen gründlich entfettet und von Staub gereinigt werden!
- Mit Abreißgewebe kann auch bei Epoxidharzlaminaten eine raue Oberfläche geschaffen werden, die unmittelbar nach dem Entfernen des Abreißgewebes verklebt werden kann.
- Hochbelastbare Verklebungen können durch eine nachträgliche Armierung mit einem zusätzlichen Faserlaminat erzielt werden, *Bild 2.60*. Bei Sandwichkonstruktionen verläuft der Kraftfluß immer über die Deckschichten.

Bild 2.60: Armierung hochbelastbarer Verklebungen durch zusätzliche Faserlamine



Kraftschluss

Kraftschlüssige Verbindungen sind für Faserverbundkunststoffe weniger geeignet, da der Kraftschluss immer quer zur Faser und damit über die Matrix erfolgt. Der geringe E-Modul der Matrix und insbesondere die Kriechneigung des Kunststoffes gestatten es nicht, eine hohe Vorspannung über einen längeren Zeitraum zu gewährleisten.

Kraftschlüssige Verbindungen von Faserverbundbauteilen werden daher allenfalls bei gering belasteten Fügeverbindungen und dort gewählt, wo keine Sicherheitsanforderungen an das zu befestigende Bauteil gestellt werden (z.B.: Verkleidungsteile). Für Schraubverbindungen an FVK-Bauteilen gibt es z.B. spezielle Unterlegscheiben mit großer Auflagefläche, die eine großflächige Krafteinleitung ermöglichen.

Formschluss

Formschlüssige Verbindungen sind insbesondere dann für **FaserVerbundKunststoffe** geeignet, wenn die Krafteinleitung unmittelbar in die Faser erfolgen kann. Dieses ist bei folgenden Verbindungsarten möglich:

- Schlaufenanschluss
- Bolzen- oder Nietverbindungen

Schlaufenanschluss

Schlaufenverbindungen sind besonders fasergerecht, da ein Kraftübertragungselement (Bolzen, Kausche o.ä.) unmittelbar von den Fasern umwickelt wird.

Parallelschlaufen, *Bild 2.61*, können höhere Kräfte übertragen als Augenschlaufen, da bei diesen durch eine Schälbeanspruchung die Gefahr der Delamination provoziert wird. Allerdings können Augenschlaufen, wenn sie durch eine zusätzliche Querumwicklung gegen Aufspießen gesichert werden, besser Druckkräfte aufnehmen.

Für zug- und druckbeanspruchte Schlaufen gibt es besondere Ausführungsformen, *Bild 2.62*, die allerdings in der Praxis z.T. einen sehr hohen Fertigungsaufwand erfordern.

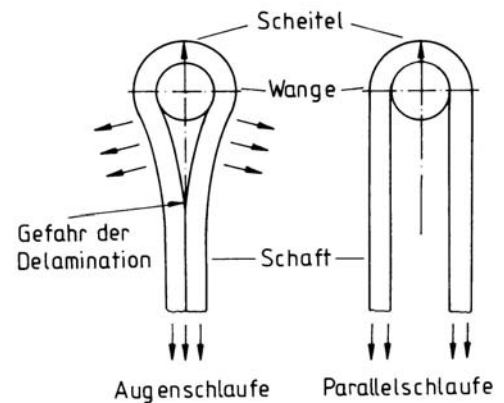


Bild 2.61: Schlaufen [Mic 89]

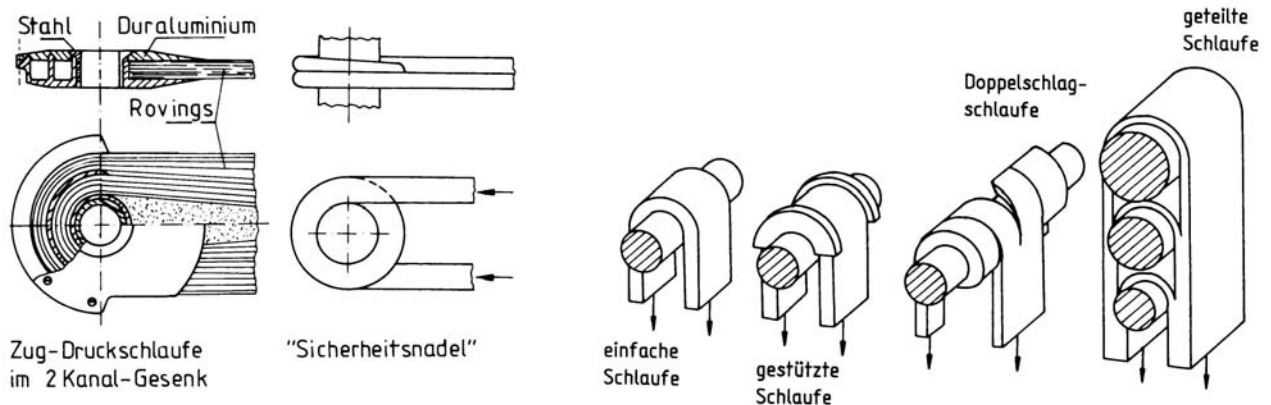


Bild 2.62: Schlaufenkonstruktionen, besondere Ausführungsformen [Mic 89]

Bolzen- und Nietverbindungen

Eine unmittelbare Krafteinleitung in die Fasern ist auch über Bolzen- und Nietverbindungen möglich. Bolzen- und Nietverbindungen sind zudem sehr einfach herstellbar und daher – oft in Kombination mit einer Klebeverbindung – sehr häufig in Faserverbundkonstruktionen vorzufinden.

Dabei sind folgende Punkte zu beachten:

- Die Krafteinleitung erfolgt durch Pressung des Bolzen oder Nietes auf die Faser. Nur die in Belastungsrichtung laufenden Fasern können hier Belastungen in nennenswertem Maße aufnehmen.

- Lamine für Bolzen- oder Nietverbindungen sollten möglichst quasiisotrop aufgebaut sein.
- Besondere Aufmerksamkeit ist dem Bohren der Lamine zu widmen. Eine Vorschädigung durch Delamination im Randbereich der Bohrung ist häufig Ausgangspunkt einer späteren Versagensstelle.
- Eine Schädigung des Laminates ist zudem durch Feuchtigkeit möglich, die durch die offene Stirnfläche des angebohrten Laminates eindringen kann.
- Für höher belastete Bolzenverbindungen sollten die Bohrungen „ausgebüchst“ werden.

MICHAELI [Mic 89] beschreibt die wichtigsten Bruchformen an Bohrungen in FVK-Laminaten und konstruktive Maßnahmen zur Abhilfe, *Bild 2.63*:

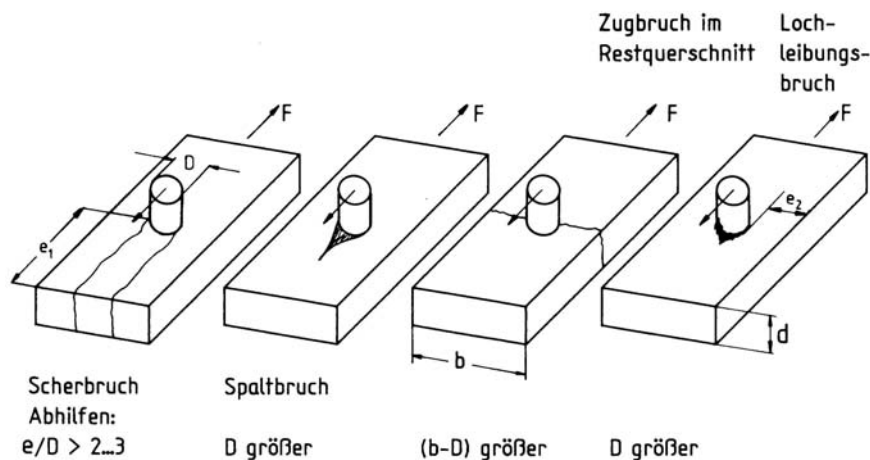


Bild 2.63: Bruchformen an Bohrungen in FVK-Laminaten [Mic 89]

2.4.4 Entformbarkeit

Wichtig bei der Gestaltung von Bauteilen ist die Beachtung der Entformbarkeit. Hinterschneidungen sollten vermieden werden. Sind sie unumgänglich, ist häufig eine zusätzliche Formteilung erforderlich.

Bild 2.64 zeigt erforderliche Konizitäten in Abhängigkeit von der Formtiefe. In besonderen Fällen sind Hinterschneidungen möglich, wenn Form und Bauteil über genügend Elastizität verfügen, so dass dennoch ein Entformen ermöglicht wird.

Eine weitere Möglichkeit ist die Verwendung hochelastischer Formen aus Silikonkautschuk. Diese Werkstoffe haben ein Dehnungsvermögen von bis zu 500%, so dass selbst komplexe Geometrien wie Büsten o. Ä. mühelos abgeformt werden können. Ausführliche Informationen zu diesen Formwerkstoffen gibt R&G.

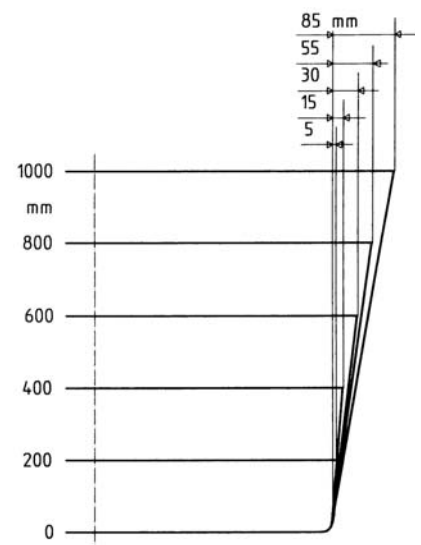


Bild 2.64: Entformungsschraegen [R&G 99]

2.5 Berechnung von Faserverbundkonstruktionen

Zur exakten Dimensionierung und zur Nachweisführung ausreichender mechanischer Eigenschaften von Konstruktionen sind stets strukturelle Berechnungen erforderlich. Bei der Verwendung konventioneller Werkstoffe kann der Konstrukteur in der Regel auf gesicherte Werkstoffkennwerte zurückgreifen. Dieses ist bei Faserverbundkonstruktionen nicht möglich, da der Werkstoff selbst mit seinen individuellen Eigenschaften vom Konstrukteur mitgestaltet wird. Somit liegen nicht nur die Anordnung des Werkstoffes, sondern auch dessen Eigenschaften im Verantwortungsbereich des Konstrukteurs. Dieser zusätzliche Freiheitsgrad beinhaltet zum einen neue Möglichkeiten zur Optimierung hochbeanspruchbarer Konstruktionen, erfordert auf der anderen Seite aber auch einen höheren Berechnungsaufwand bei der exakten Bauteilauslegung.

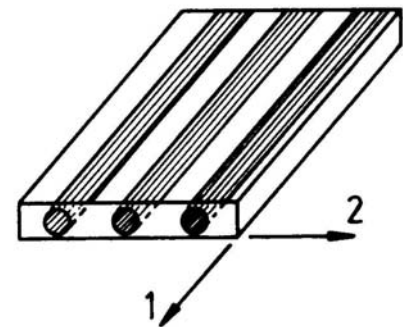
2.5.1 Die Mikromechanik der Einzelschicht

Ein wesentlicher Unterschied zwischen Faserverbundwerkstoffen und konventionellen Werkstoffen liegt in der starken Anisotropie. Ausgangspunkt für die Berechnung von Laminaten ist die Betrachtung von unidirektionalen Einzelschichten, die ein solches anisotropes Verhalten aufweisen:

In Abhängigkeit vom Faservolumenanteil φ ergeben sich im einfachsten Ansatz nach der Mischungsregel die in *Bild 2.65* dargestellten mechanischen Eigenschaften der UD-Einzelschicht.

In Faserrichtung sind die E-Module von Faser und Matrix parallel geschaltet. Geht man dabei davon aus, dass der E-Modul der Fasern um wenigstens eine Größenordnung höher ist als der der Matrix, so kann bei üblichen Faservolumenanteilen von 30-60% der Steifigkeitsanteil der Matrix in Faserrichtung nahezu vernachlässigt werden. Quer zur Faser ist unter Umständen auch für die Faser selbst ein anderer Elastizitätsmodul als in Längsrichtung zu berücksichtigen. Quer zur Faserrichtung liegt eine Reihenschaltung der E-Module von Faser und Matrix vor. Dabei erhält die Einzelschicht nur die Festigkeit des schwächeren Partners.

PFEFFERKORN [Pfe 88] verdeutlicht diesen Zusammenhang anschaulich mit der Kombination unterschiedlich harter Federn, *Bild 2.66*.



$$E_1 = \varphi \cdot E_F + (1 - \varphi) \cdot E_H$$

$$E_2 = \frac{E_H \cdot E_{F2}}{\varphi \cdot E_H + (1 - \varphi) \cdot E_{F2}}$$

$$G_{12} = \frac{G_F \cdot G_H}{\varphi \cdot G_H + (1 - \varphi) \cdot G_F}$$

$$\nu_{12} = \varphi \cdot \nu_F + (1 - \varphi) \cdot \nu_H$$

Bild 2.65: UD-Einzelschicht [Mic 89]

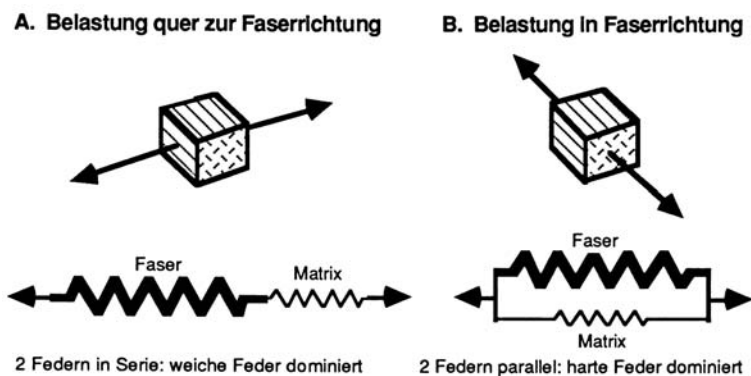
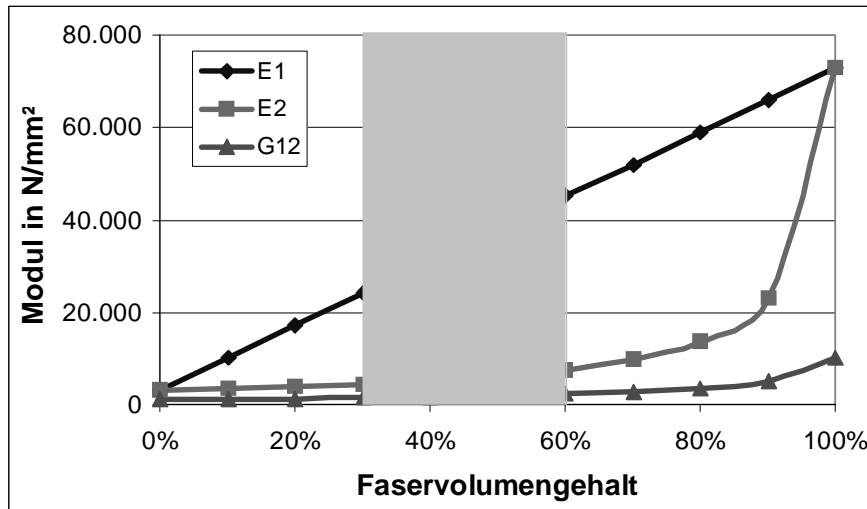


Bild 2.66: Federmodell [Pfe 88]

Die Elastizitätsmodule in Abhängigkeit vom Faservolumenanteil, wie sie sich nach der Mischungsregel ergeben, zeigt *Bild 2.67*. Dabei wurden die typischen Eigenschaften von Glasfasern und Epoxidharz zugrunde gelegt.



Typische Werte für GFK:

$$E_{\text{Faser}} = 73.000 \text{ N/mm}^2$$

$$G_{\text{Faser}} = 10.000 \text{ N/mm}^2$$

$$E_{\text{Harz}} = 3.200 \text{ N/mm}^2$$

$$G_{\text{Harz}} = 1.000 \text{ N/mm}^2$$

Bild 2.67: Module der Einzelschicht nach [Mic 89]

Es wird deutlich, dass der Elastizitätsmodul der Einzelschicht in Faserrichtung mit dem Faservolumenanteil nahezu linear ansteigt. Quer zur Faser dominiert der Elastizitätsmodul des Harzes. Schubmodul und Elastizitätsmodul quer zur Faser steigen erst bei Faservolumenanteilen über 80% deutlich an. Für die Praxis sind allerdings nur Faservolumenanteile zwischen 30% und 60% relevant.

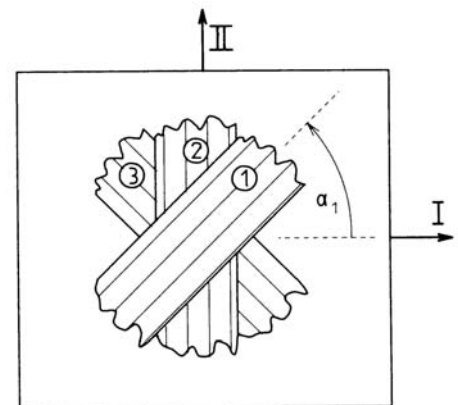
2.5.2 Die Makromechanik mehrschichtiger Laminat

Der Verbund mehrerer Einzelschichten wird als Laminat bezeichnet. Zur Ermittlung des mechanischen Verhaltens von Laminaten stellt MICHAELI verschiedene Verfahren vor, die hier nur kurz angedeutet werden:

In allen Verfahren wird das Verhalten der Einzelschichten als homogen betrachtet. Das stellt in sich schon eine wesentliche Vereinfachung dar. Insbesondere quer zur Faserrichtung ist das mechanische Verhalten der Einzelschicht keineswegs homogen. Dieses kommt z. B. in der Dehnungsüberhöhung der Matrix bei Querbeanspruchung zum Ausdruck, wie MICHAELI anschaulich darstellt.

Bei der Netztheorie wird nur der Traganteil der Fasern berücksichtigt. Für Laminataufbauten aus bis zu drei Einzelschichten können dann anhand der Gleichgewichtsbedingungen, *Bild 2.68*, Mindestschichtstärken ermittelt werden, die erforderlich sind, um die Belastungen im Laminat aufzunehmen.

Die Netztheorie ist insbesondere für den Entwurf von Faserverbundbauteilen zur Vordimensionierung der Laminataufbauten geeignet. Es werden bei der Netztheorie nur ebene Schichtspannungen berücksichtigt, was die Anwendbarkeit der Theorie auf dünnwandige Laminat einschränkt.



Gleichgewichtsbedingungen:

$$N_I = \sigma_I t_{\text{ges}} = \sum_k \sigma_{1_k} t_k \cos^2 \alpha_k \varphi_k$$

$$N_{II} = \sigma_{II} t_{\text{ges}} = \sum_k \sigma_{1_k} t_k \sin^2 \alpha_k \varphi_k$$

$$0 = \sum_k \sigma_{1_k} t_k \cos \alpha_k \sin \alpha_k \varphi_k$$

Bild 2.68: Gleichgewichtsbedingungen der Netztheorie [Mic 89]

Die Kontinuumstheorie berücksichtigt im Gegensatz zur Netztheorie auch den Traganteil der Matrix. Voraussetzung für die Kontinuumstheorie ist jedoch ein orthotroper Laminataufbau mit symmetrischer Anordnung orthotroper Einzelschichten zur Mittellage, Bild 2.69.

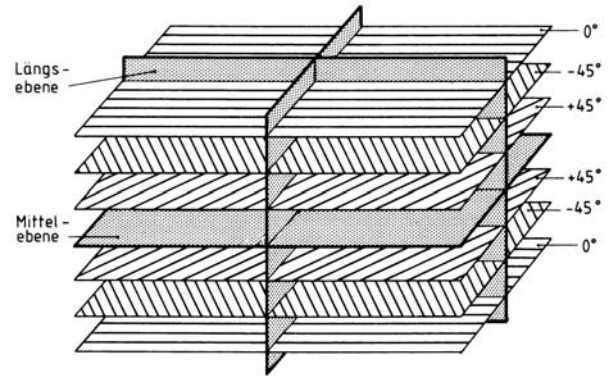


Bild 2.69: Orthotroper Laminataufbau [Mic 89]

Es werden keine Verschiebungen zwischen den Einzelschichten und nur konstante Schichtdicken zugelassen. Unter der Voraussetzung kleiner Verformungen bei linear-elastischem Materialverhalten bleiben die Querschnitte eben.

Der Berechnungsvorgang der Kontinuumstheorie beinhaltet im Wesentlichen die Transformation der im Rahmen der Mikro-mechanik ermittelten Eigenschaften der Einzelschichten in das globale Koordinatensystem sowie die Bildung der Nachgiebigkeitsmatrix, aus der die Verformungen der Einzelschichten und letztendlich die Schichtspannungen ermittelt werden können. Bild 2.70 stellt den Berechnungsablauf der Kontinuumstheorie dar.



Bild 2.70: Berechnungsablauf der Kontinuumstheorie [Mic 89]

Eine weiter gehende Analyse des mechanischen Verhaltens von Laminataufbauten ist mit der klassischen Laminattheorie (CLT) möglich. Sie basiert in vielen Berechnungsgängen auf der Kontinuumstheorie, berücksichtigt zusätzlich aber auch nicht-orthotrope Laminataufbauten sowie nichtlineares Werkstoffverhalten. Dieses schließt ein wesentlich komplexeres Verformungsverhalten des Laminates ein als das, welches in den vorab beschriebenen Verfahren berücksichtigt wurde. Zudem beinhaltet die klassische Laminattheorie eine Festigkeitsanalyse unter Einbeziehung spezieller Versagenshypthesen.

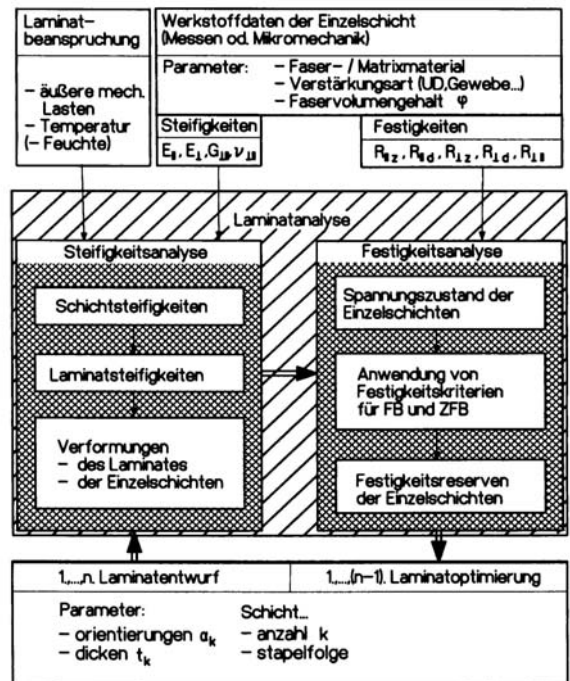


Bild 2.71: Berechnungsablauf der klassischen Laminattheorie nach MICHAELI [Mic 94]

Der prinzipielle Berechnungsablauf der klassischen Laminattheorie wird in Bild 2.71 dargestellt. Eine ausführliche Darstellung der Berechnungsabläufe aller hier angedeuteten Verfahren gibt MICHAELI [Mic 89, Mic 94].

2.5.3 Zielsetzung einer vereinfachten Vordimensionierung

Wie auch für Konstruktionen, die aus konventionellen Konstruktionswerkstoffen bestehen, steht vor der Dimensionierung die Formgestaltung des Bauteils. Ihr ist besondere Bedeutung beizumessen, da eine ungünstige Formgestaltung in der Regel auch nicht durch bessere Eigenschaften hochwertiger Werkstoffe kompensierbar ist. Schon bei der Formgestaltung sind in der Regel werkstoff- und produktionsspezifische Gesichtspunkte zu berücksichtigen.

Zielsetzung einer exakten Dimensionierung ist die Auswahl eines geeigneten Werkstoffes sowie dessen korrekte, evtl. auch optimale Anordnung innerhalb der Struktur. Für isotrope Werkstoffe ist bei vorgegebener Formgestaltung das Resultat der Dimensionierung somit eine Abmessung, wie z. B. die Wandstärke.

Das wesentliche Ziel einer Dimensionierung mit Faserverbundwerkstoffen ist weniger die Festlegung einer Abmessung, sondern in erster Linie die Ermittlung der erforderlichen Fasermenge und deren Orientierung im Bauteil. In diesem Punkt unterscheidet sich der Dimensionierungsprozess mit Faserverbundwerkstoffen ganz wesentlich von dem mit konventionellen Werkstoffen. Der an Längenmaße gewöhnte Konstrukteur muß hier mit textilen Größen operieren, was zunächst ungewöhnlich erscheint, aber letztendlich keine wirkliche Schwierigkeit darstellt. Mit einer vereinfachten Vordimensionierung anhand von Werkstoffkennwerten kann dem Konstrukteur der Einstieg in die Faserverbundberechnung dabei entschieden erleichtert werden.

2.5.4 Dimensionierung anhand von Werkstoffkennwerten

Die vorab dargestellten Berechnungsmethoden ermöglichen die Ermittlung der mechanischen Eigenschaften des Laminates. Oft aber ist der Konstrukteur, der nur wenig Erfahrung im Umgang mit Faserverbundwerkstoffen hat, schon durch die Vielfalt der Kombinationsmöglichkeiten unterschiedlicher Werkstoffkomponenten und Anordnungen bei der Dimensionierung überfordert. Dabei ist die Bauteildimensionierung nur ein Teil der Bauteilgestaltung. Für den Konstrukteur ist es daher zunächst einmal wichtig, sich auf die werkstoff- und produktionsgerechte Formgestaltung der Faserverbundkonstruktion konzentrieren zu können. Um aber auch im frühen Stadium der Bauteilentwicklung schon Aussagen zur Tragfähigkeit von Bauteilen treffen zu können, ist eine Vordimensionierung anhand von Werkstoffkennwerten sehr hilfreich.

Somit besteht eine weitere Möglichkeit der Berechnung von Faserverbundkonstruktion darin, anhand von experimentell ermittelten Werkstoffkennwerten nach mehr oder weniger konventionellen Methoden des Maschinenbaus Bauteile zu dimensionieren. Die werkstoffspezifischen Eigenschaften von Faserverbundwerkstoffen werden dabei in ersten Linie durch eine fasergerechte Bauteilgestaltung berücksichtigt. Rechnerisch wird der Werkstoff wie ein „gewöhnlicher“ Konstruktionswerkstoff behandelt.

Es müssen aber folgende Punkte beachtet werden:

- Faserverbundwerkstoffe sind in hohem Maße anisotrop. Durch multiaxiale Faserausrichtung lässt sich aber ein quasiisotropes Verhalten des Werkstoffes erreichen. Dabei wird dann allerdings ein Teil des Optimierungspotentials der Faserverbundwerkstoffe verschenkt.
- Faserverbundwerkstoffe haben praktisch kein plastisches Verformungsvermögen. Daher muss eine Bauteilauslegung allein im elastischen Bereich erfolgen. Besonders wichtig ist es dabei, die Gefahr bei „Bauteilüberlastung“ abschätzen zu können.
- Eine Dimensionierung nach konventionellen Methoden des Maschinenbaus kann nicht die speziellen bruchmechanischen Verhaltensweisen des Verbundwerkstoffes berücksichtigen. Vereinfachte Berechnungsmethoden anhand von Werkstoffkennwerten müssen daher insoweit auf der sicheren Seite liegen, dass Vorschädigungen im Faserverbundwerkstoff auszuschließen sind.

- Werkstoffkennwerte für Faserverbundwerkstoffe werden anhand von „Probeklaminate“ ermittelt. Sollen diese auf reale Bauteile übertragen werden, so muss das Herstellverfahren der Faserverbundbauteile mit denen der Probeklaminate übereinstimmen. Dabei sind vor allem folgende Kriterien zu überprüfen:
 - Faserorientierung ⇒ Probeklaminate aufbauen wie im Bauteil,
 - Faservolumengehalt ⇒ Experimentell bestimmen, ggf. umrechnen,
 - Herstelltemperaturen ⇒ Herstell- und Härtetemperaturen bei Bauteil und Probeklaminate gleich,
 - Restporigkeit ⇒ Probeklaminate wie Bauteil gepresst bzw. drucklos gehärtet herstellen,
 ⇒ gleiche Laminierwerkzeuge verwenden.

Die Vorgehensweise bei dieser Art der Dimensionierung ist wie folgt:

- Ermittlung der Schnittlasten im Bauteil,
- Vordimensionierung der erforderlichen Wandstärke,
- Formulierung eines Laminataufbaus,
- richtungsabhängige Zuordnung von rechnerischen Einzelschichtstärken zu den entsprechenden Belastungsrichtungen,
- Ermittlung der hieraus abgeleiteten Schichtspannungen,
- Vergleich der ermittelten Schichtspannungen mit experimentellen Werten,
- Bauteilversuch.

Da die Ermittlung „eigener Werkstoffkennwerte“ einen hohen experimentellen Aufwand erfordert, kann der Konstrukteur für bestimmte standardisierte Laminataufbauten auf vorhandene Literaturwerte zurückgreifen. Dabei ist jedoch immer die Gültigkeit der Werte für den spezifischen Anwendungsfall zu überprüfen.

Dimensionierungsrichtwerte im Segel- und Motorsegelflugzeugbau

Die im Folgenden in kommentierter Kurzform wiedergegebene Zusammenstellung von Werkstoffkennwerten nach IDAFLIEG [Ida 88] dient als Grundlage für den Festigkeitsnachweis von Faserverbundstrukturen im Segel- und Motorsegelflugzeugbau und ist als solche vom Luftfahrtbundesamt (LBA) anerkannt.

Die Werte gelten für Faserverbundstrukturen, die im Handlaminierverfahren hergestellt werden. Es wird dabei davon ausgegangen, dass die Kräfte im Wesentlichen von den Fasern übertragen werden. Die Verformungsbehinderung durch die Matrix wird hier vernachlässigt.

Bei der Bauteildimensionierung wird die erforderliche Fasermenge anhand dieser Dimensionierungswerte mit dem dazugehörigen Faservolumenanteil unter Verwendung beigefügter Formeln ermittelt. Eine Umrechnung auf andere Faservolumenanteile nach den Formeln (7), (8) ist zumindest so lange nicht erforderlich, wie von einer reinen Zug / Druckbeanspruchung im Laminatquerschnitt auszugehen ist, da nicht die Wandstärke, sondern die Fasermenge entscheidend für die Dimensionierung ist. Es ist dennoch empfehlenswert, den tatsächlich erzielten Faservolumenanteil zu kontrollieren. Das kann auf einfache Weise erfolgen, indem das durch Wägung ermittelte Fasergewicht (kann in der Praxis bis ca. +10% vom Nominalgewicht abweichen) mit dem Laminatgewicht verglichen wird.

Die angegebenen Dimensionierungsrichtwerte sind sehr gering. Das liegt zum einen an den geringen Faservolumenanteilen, zum anderen aber auch an der Vernachlässigung des Traganteils der Matrix. Ein weiterer Punkt für die geringen Steifigkeitswerte ist die Faserondulation, wie sie bei den im Handlaminierverfahren zumeist verwendeten Geweben immer gegeben ist. Die „nicht optimal gestreckte Faserablage“ führt in erster Linie zu verminderten Steifigkeitswerten. Während die Zugfestigkeit bei geringer, gleichmäßiger Ondulation nur wenig vermindert wird, kann diese die Druckfestigkeit der Fasern erheblich vermindern. Dieser Zusammenhang ist insbesondere bei der Verwendung hochsteifer Fasern als Druckgurte in Holmen zu berücksichtigen.

Alle im Folgenden angegebenen Dimensionierungsrichtwerte beziehen sich, falls nicht anders angegeben, auf einen Faservolumenanteil von $\phi_F = 35\%$.

Zur Umrechnung der nachfolgend dargestellten Dimensionierungswerte werden die Formeln (1) bis (8) nach IDAFLIEG [Ida 88] zugrunde gelegt:

Bestimmung des Gesamtgewichtes q aus der Dicke d des Laminatquerschnittes:

$$(1) \quad \frac{q}{g/m^2} = \frac{d}{mm} \cdot \frac{\rho_F}{g/cm^3} \cdot \phi_F \cdot 1000$$

Anzahl der Rovings in einem Gurt:

$$(2) \quad n_{Rov} = \phi_F \cdot \frac{A_{Ges}}{A_{Rov}}$$

Erläuterungen:

q :	Flächengewicht der Gewebe bzw. Gelege
d :	Laminatdicke
$\rho_{F, H}$:	spez. Faser- bzw. Harzgewicht
$\phi_{F, H}$:	Faser- bzw. Harzvolumenanteil
$\psi_{F, H}$:	Faser- bzw. Harzgewichtsanteil
n_{Rov} :	Anzahl der Rovings im Gurt
k_{II} :	Faseranteil in Belastungsrichtung

Umrechnung von Faservolumenanteil ϕ_F auf Fasergewichtsanteil ψ_F :

$$(3) \quad \psi_F = \phi_F \cdot \frac{\rho_F}{\rho_F \cdot \phi_F + \rho_H \cdot \phi_H}$$

Umrechnung von Fasergewichtsanteil ψ_F auf Faservolumenanteil ϕ_F :

$$(4) \quad \phi_F = \psi_F \cdot \frac{\rho_H}{\rho_F \cdot \psi_H + \rho_H \cdot \psi_F}$$

Bestimmung des Elastizitätsmoduls aus den Kennwerten von Fasern und Harz:

$$(5) \quad E = [E_F \cdot \phi_F + (1 - \phi_F) \cdot E_H] \cdot k_{II} \approx E_F \cdot \phi_F \cdot k_{II} \quad (\text{wenn } E_H \ll E_F)$$

Bestimmung der Spannungen aus den Kennwerten von Fasern und Harz:

$$(6) \quad \sigma = [\sigma_F \cdot \phi_F + (1 - \phi_F) \cdot \sigma_H] \cdot k_{II} \approx \sigma_F \cdot \phi_F \cdot k_{II} \quad (\text{wenn } E_H \ll E_F)$$

Umrechnung der Steifigkeiten auf andere Faservolumenanteile ($E_H \ll E_F$):

$$(7) \quad E, G(\phi_2) = E, G(\phi_1) \cdot \frac{\phi_2}{\phi_1}$$

Umrechnung der Spannungen auf andere Faservolumenanteile ($E_H \ll E_F$):

$$(8) \quad \sigma, \tau(\phi_2) = \sigma, \tau(\phi_1) \cdot \frac{\phi_2}{\phi_1}$$

Dimensionierungsrichtwerte für Glasfaserverstärkungen (E-Glas)

Faserdichte: $\rho_F = 2,55 \text{ kg/dm}^3$; Faservolumengehalt: $\phi_F = 0,35$

Rovingverstärkungen:

	Wert	Einheit	Bemerkungen, Quelle
E_{II}	26.800	N/mm ²	LBA
ν_{12}	0,28		$\phi_F = 0,48$, VDI 2013, Tafel 1
G_{II}	2.200	N/mm ²	LBA
$\sigma_{II, D, Br}$	330	N/mm ²	LBA Holmwerte
$\sigma_{II, Z, Br}$	330	N/mm ²	LBA Holmwerte

UD-Gelege mit $k_{II} = 0,9$

	Wert	Einheit	Bemerkungen, Quelle
E_{II}	27.200	N/mm ²	LBA
E_{\perp}	6.400	N/mm ²	fs 32 Akaflieg Stuttgart
ν_{12}	0,37	-	$\phi_F = 0,48$, Akaflieg Stuttgart
ν_{21}	0,10	-	$\phi_F = 0,48$, Akaflieg Stuttgart
G_{II}	3.600	N/mm ²	LBA
$\sigma_{II, D, Br}$	297	N/mm ²	LBA
$\sigma_{II, Z, Br}$	297	N/mm ²	LBA
$\tau_{II, Br}$	30	N/mm ²	fs 32 Akaflieg Stuttgart

Gewebe mit $k_{II} = 0,5$ (gleicher Faseranteil in Kette und Schuss)

	Wert	Einheit	Bemerkungen, Quelle
E_{II}	16.200	N/mm ²	LBA
$E_{\#}$	10.700	N/mm ²	LBA
G_{II}	3.700	N/mm ²	LBA
$G_{\#}$	7700	N/mm ²	LBA
$\sigma_{II, D, Br}$	90	N/mm ²	LBA
$\sigma_{II, Z, Br}$	90	N/mm ²	LBA
$\tau_{\#, Br}$	90	N/mm ²	LBA

Bild 2.72: Dimensionierungsrichtwerte für Glasfaserverstärkungen, nach IDAFLIEG

Dimensionierungsrichtwerte für Kohlefaserverstärkungen

Faserdichte: $\rho_F = 1,77 \text{ kg/dm}^3$; Faservolumengehalt: $\phi_F = 0,35$

HT-Rovings und UD-Gelege mit $k_{II} = 1,0$:

	Wert	Einheit	Bemerkungen, Quelle
E_{II}	77.000	N/mm ²	fs 32 Akaflieg Stuttgart
E_{\perp}	3.400	N/mm ²	fs 32 Akaflieg Stuttgart
$E_{\#}$	9.975	N/mm ²	$\pm 45^\circ$ -Gelege, fs 32 Akaflieg Stuttgart
ν_{12}	0,28	-	$\phi_F = 0,50$; Akaflieg Stuttgart
ν_{21}	0,28	-	$\phi_F = 0,50$; Akaflieg Stuttgart
$\nu_{\#}$	0,78	-	$\phi_F = 0,50$; $\pm 45^\circ$; Akaflieg Stuttgart
G_{II}	2.870	N/mm ²	fs 32 Akaflieg Stuttgart
$G_{\#}$	17.500	N/mm ²	$\pm 45^\circ$ -Gelege; fs 32 Akaflieg Stuttgart
$\sigma_{II, D, Br}$	420	N/mm ²	fs 32 Akaflieg Stuttgart
$\sigma_{II, Z, Br}$	420	N/mm ²	fs 32 Akaflieg Stuttgart
$\tau_{\#, Br}$	100	N/mm ²	$\pm 45^\circ$ -Gelege; fs 32 Akaflieg Stuttgart
$\epsilon_{II, Br}$	0,30	%	fs 32 Akaflieg Stuttgart

HT-Gewebe mit $k_{II} = 0,5$

	Wert	Einheit	Bemerkungen, Quelle
E_{II}	39.470	N/mm ²	fs 32 Akaflieg Stuttgart
E_{\perp}	39.470	N/mm ²	fs 32 Akaflieg Stuttgart
$E_{\#}$	10.170	N/mm ²	fs 32 Akaflieg Stuttgart
ν_{12}	0,037	-	$\phi_F = 0,43$; Akaflieg Stuttgart
ν_{21}	0,037	-	$\phi_F = 0,43$; Akaflieg Stuttgart
$\nu_{\#}$	0,784	-	$\phi_F = 0,43$; Akaflieg Stuttgart
G_{II}	1.620	N/mm ²	fs 32 Akaflieg Stuttgart
$G_{\#}$	15.950	N/mm ²	fs 32 Akaflieg Stuttgart
$\sigma_{II, D, Br}$	146	N/mm ²	fs 32 Akaflieg Stuttgart
$\sigma_{II, Z, Br}$	146	N/mm ²	fs 32 Akaflieg Stuttgart
$\tau_{\#, Br}$	114	N/mm ²	fs 32 Akaflieg Stuttgart
$\epsilon_{II, Br}$	0,53	%	fs 32 Akaflieg Stuttgart

Bild 2.73: Dimensionierungsrichtwerte für Kohlefaserverstärkungen, nach IDAFLIEG

2.5.5 Ermittlung der Lamineigenschaften mit Hilfe der Composite Disc

Ein ausgesprochen praxistaugliches Hilfsmittel zur Ermittlung von Lamineigenschaften stellt MICHAELI [Mic 94] vor: Die Composite-Disc, *Bild 2.74*, ist eine Art doppelseitiger Rechenschieber in Parkscheibenformat, mit deren Hilfe sich die Steifigkeiten, Festigkeiten sowie zulässige Dehnungen von Glasfaser-, Aramidfaser- und Kohlefaserlaminaten auf einfache Weise berechnen lassen. Das Berechnungsverfahren beruht auf einer vereinfachten Vorgehensweise nach der Laminattheorie, wobei das Laminat als eine Parallelschaltung der einzelnen Schichten betrachtet wird. Dabei wird die stützende Wirkung der Schichten untereinander vernachlässigt. Dieses führt generell zu einer Unterschätzung der Lamineigenschaften, was im Sinne einer Vordimensionierung auf der sicheren Seite aber durchaus sinnvoll sein kann. Relativ genaue Werte liefert das Verfahren für Laminat mit hohem Faseranteil in Belastungsrichtung, die auch gut mit den Werten nach [IDAFLLIEG 88] korrespondieren. Insbesondere für Schichten quer zur Belastungsrichtung liefert das Verfahren aber deutlich geringere Werte.

Mit Hilfe der Composite Disc lassen sich sehr schnell überschlägige Laminatkennwerte ermitteln. Die „Berechnung“ der Kennwerte erfolgt durch das Verdrehen von Scheiben und Zeigern. Die Ermittlung des Elastizitätsmodules einzelner Schichten erfordert vier einzelne Schritte, die Abschätzung der zulässigen Laminatdehnung ist in drei weiteren Schritten möglich.

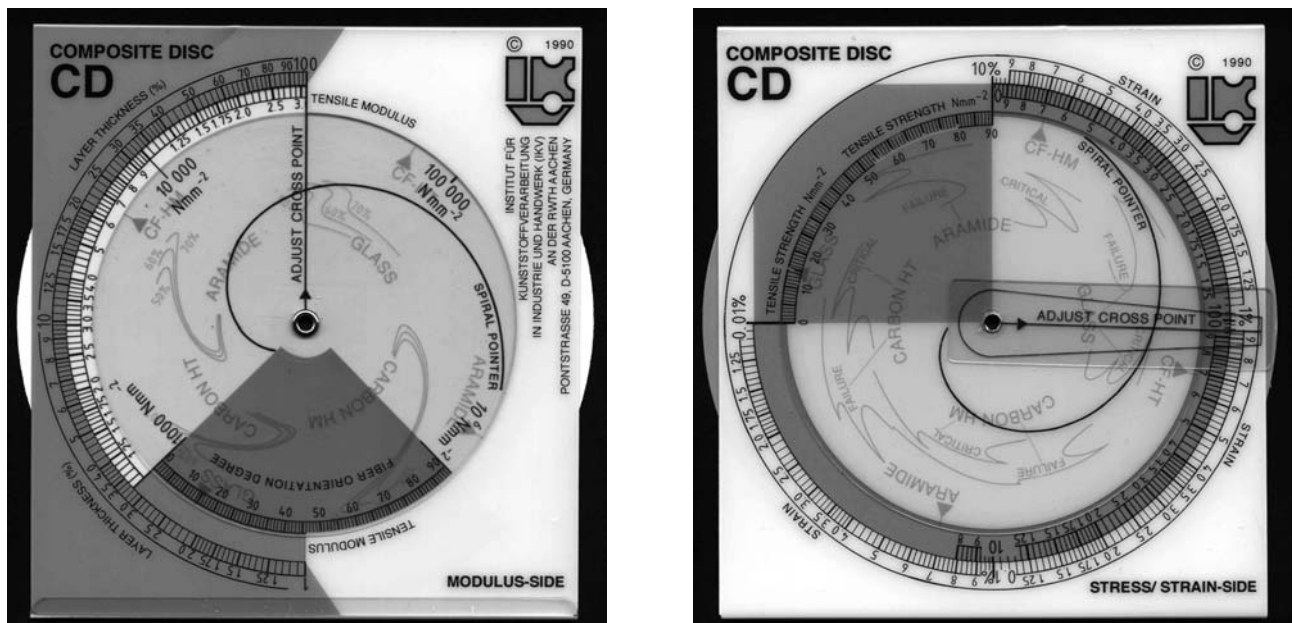


Bild 2.74: Composite Disc

Mit Hilfe der Composite Disc lassen sich Laminat mit Faservolumenanteilen von 50, 60 und 70% berechnen. Für unverpresste Laminat, die im Handlaminierverfahren hergestellt werden, ist eine Umrechnung der Werte nach Formel (7, 8) anzuraten.

2.6 Sandwichkonstruktionen

Das Prinzip von Sandwichkonstruktionen wurde bereits in Kapitel 2.4.2 beschrieben. Sie zeichnen sich aus durch „geringsten Gewichtsaufwand und trotzdem hervorragende Form- und Oberflächen-güte, gute Betriebsfestigkeit durch Vermeidung der Kerbwirkungen, gute Isolationswirkungen (Wärme, Schwingungen)“ [Her 80].

Der Einsatz von Sandwichkonstruktionen ist bei großflächigen Bauteilen wie Platten oder Schalenelementen sinnvoll, die entweder durch Belastungen senkrecht zur Schalenebene Biegebeanspruchungen unterliegen oder aufgrund von Druck- oder Schubbelastungen in Schalenebene gegen Beulen gestützt werden müssen. Letzteres ist mechanisch betrachtet ein Stabilitätsproblem, welches bei großvolumigen, vollschaligen Strukturbauteilen fast immer auftritt.

Während Biegebeanspruchungen in der Regel recht einfach zu berechnen sind und der Konstrukteur mit einfachen Formeln und Tabellenwerken Lösungsansätze ermitteln kann, ist die Dimensionierung von Schalenelementen gegen Beulen deutlich aufwendiger. Aber auch hier liegen Rechenverfahren und Tabellenwerke vor, mit deren Hilfe sich die Stabilität von beulgefährdeten Schalenelementen rechnerisch nachweisen lässt. HERTEL [Her 80] gibt einen umfassenden Überblick zur Ermittlung beulkritischer Spannungen an Schalenelementen und bezieht sich dabei auch auf die Verwendung von Sandwichelementen. Allerdings berücksichtigt er nur Sandwichelemente mit metallischen Deckhäuten. Eine umfassende Analyse der Steifigkeit von Sandwichelementen ist somit Voraussetzung für die Berechnung von Sandwichkonstruktionen.

2.6.1 Steifigkeit von Sandwichelementen

Die Plattensteifigkeit einer massiven Platte der Dicke h mit dem Elastizitätsmodul E beträgt nach DUBBEL [Dub 87]:

$$(9) \quad N = \frac{E \cdot h^3}{12 \cdot (1 - \nu^2)}$$

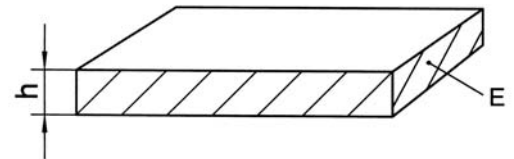


Bild 2.75: massive Platte

Dieser Wert entspricht im Wesentlichen der Biegesteifigkeit eines auf die Breite normierten Biegeträgers. Zusätzlich berücksichtigt wird hier aber auch die Querkontraktion. Inwieweit die Querkontraktion einzubeziehen ist, hängt von den Randbedingungen des einzelnen Lastfalles ab. Wird die Querkontraktion durch entsprechende Randbedingungen unterdrückt, so führt dieses auch bei einachsiger Biegung zu einem zweiachsigen Spannungszustand. In solchen Fällen ist die Querkontraktion mit zu berücksichtigen.

Für symmetrische Sandwichplatten mit zwei gleich starken Häuten und einer Kerndicke h' , die wesentlich größer ist als die Hautstärke s der Deckhäute, wird die Eigenbiegesteifigkeit der Deckhäute und des Kernes vernachlässigt. Berechnungsgrundlage ist die mittlere Sandwichplattendicke d . Das Trägheitsmoment eines Sandwichplattenstreifens der Breite b ist gemäß HERTEL analog zu EURO-COMPOSITES [Eur 98]:

$$(10) \quad I_1 = \frac{d^2}{4} \cdot 2 \cdot s \cdot b$$

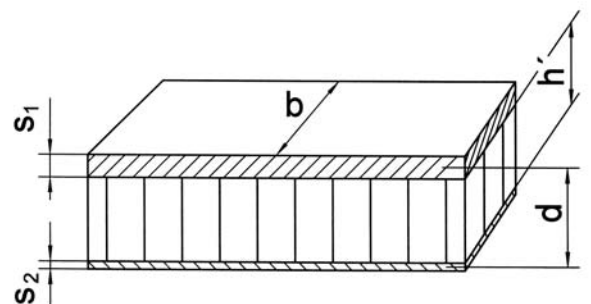


Bild 2.76: Sandwichstreifen

HERTEL vergleicht diesen Wert mit dem der massiven Platte der Dicke d , bei der das Materialvolumen der Deckhäute obiger Sandwichplatte gleichmäßig über die Plattendicke verteilt ist. Das Trägheitsmoment der zweiten Platte wäre:

$$(11) \quad I_2 = \frac{d^3}{12} \cdot b \cdot \frac{2 \cdot s}{b} = \frac{1}{3} \cdot I_1$$

HERTEL zieht daraus folgerichtig den Schluss, dass „...dadurch, dass die Biegesteifigkeit bildende Hautmaterial an den Oberflächen konzentriert statt über der Dicke verteilt ist, ... das Trägheitsmoment mit dem Faktor ... 3 erhöht“ wird. Diesen die Biegesteifigkeit erhöhenden Faktor bezeichnet er mit κ .

Bei der asymmetrischen Sandwichplatte mit unterschiedlichen Stärken $s_1 > s_2$ der Deckhäute verschiebt sich die Neutralachse in Richtung der dickeren Haut s_1 . HERTEL berücksichtigt dies durch Anpassung des Erhöhungsfaktors κ . In Bild 2.77 ist κ über das Haut-Dicken-Verhältnis s_2/s_1 aufgetragen. Der mathematische Zusammenhang ist leicht nachzuvollziehen, wenn man die Gleichgewichtsbedingungen an der asymmetrischen, nur in Schalenebene belasteten Sandwichplatte ansetzt und entsprechende Umformungen tätigt. Dabei ist dann:

$$(11 \text{ b}) \quad \kappa = 3 \cdot \frac{4 \cdot \frac{s_2}{s_1}}{\left(1 + \frac{s_2}{s_1}\right)^2}$$

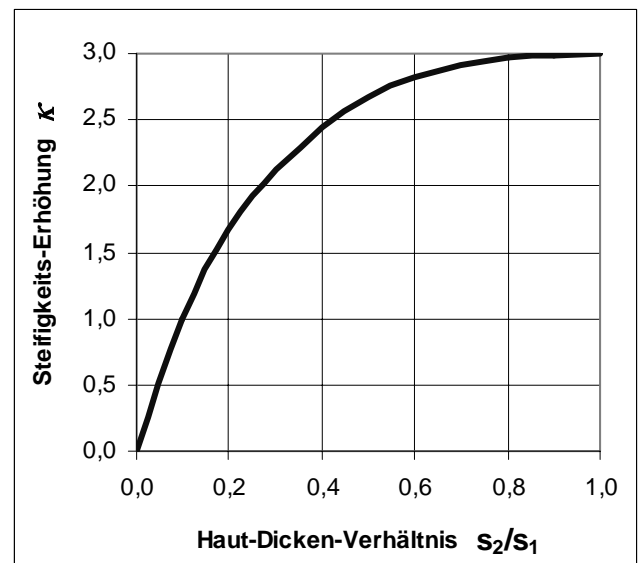


Bild 2.77 Steifigkeits-Erhöpfungsfaktor bei asymmetrischem Sandwichaufbau nach Hertel

Auffällig ist dabei, dass selbst bei kleinen Haut-Dicken-Verhältnissen um 0,1 der Steifigkeits-Erhöpfungsfaktor κ immer noch Werte von ca. 1,0 erreicht. Dieses zeigt deutlich, dass auch asymmetrische Sandwichaufbauten durchaus sinnvoll sein können.

Damit ist die Biegesteifigkeit $E \cdot I$ der Sandwichplatte unter Vernachlässigung der Eigenbiegesteifigkeit der Deckhäute und des Kernmaterials:

$$(12) \quad E \cdot I = b \cdot \frac{E \cdot d^3}{12} \cdot \kappa \cdot \frac{s_1 + s_2}{d}$$

Zur Ermittlung der Plattensteifigkeit wird die Biegesteifigkeit auf die Breite b normiert und die Querkontraktion mit berücksichtigt:

$$(13) \quad N = \frac{\kappa \cdot (s_1 + s_2) \cdot E \cdot d^2}{12 \cdot (1 - \nu^2)} \quad (\text{Plattensteifigkeit der asymmetrischen Sandwichplatte})$$

2.6.2 Nachweis einer genügenden Beulsteifigkeit

Unter Beulen versteht man das Auftreten von Instabilitätserscheinungen bei Hautfeldern, die durch Biege-, Druck- oder Schubkräfte in der Hautebene belastet sind. Dabei gehen die Hautfelder bei Überschreiten einer kritischen Belastung in eine benachbarte (ausgebeulte) stabile Gleichgewichtslage über. Die Dimensionierung gegen Beulen ist - wie beim Knicken auch - kein Festigkeits-, sondern ein Stabilitätsproblem. Beulerscheinungen an tragenden Strukturen sind an sich noch kein Ausfallkriterium für ein Bauteil. In vielen Anwendungen werden diese sogar geduldet, so auch oft im Flugzeugbau. Bei Sandwichbauweisen können Beulerscheinungen jedoch relativ einfach und mit minimalem Gewichtszuwachs vermieden werden, indem z. B. die Kernstärke angepasst wird.

Die Dimensionierung gegen Beulen erfolgt, indem für ein entsprechendes Beulfeld die geringste beulkritische Spannung ermittelt wird. HERTEL unterscheidet beulkritische Spannungen der Schalen bzw. Platten bei:

- reiner Biegung,
- Druck und Biegung,
- reinem Schub.

Dabei in diesem Zusammenhang stets von einer Biegebeanspruchung in der Hautebene auszugehen ist. Die beulkritischen Spannungen sind abhängig von:

- dem Seitenverhältnis $b/a = \text{kurze Seite} / \text{lange Seite}$ des Rechteckstreifens; Felder mit $b/a \rightarrow 0$ werden als Streifen bezeichnet,
- den Randbedingungen: fest oder gelenkige Einspannung an den Feldrändern,
- der relativen Hautstärke $s/b = \text{Hautstärke} / \text{kurze Seite des Feldes}$,
- dem Elastizitätsmodul (hier zunächst noch der massiven Platte!); es ist immer der wirksame E-Modul E_w einzusetzen. Dieser kann insbesondere dann, wenn man sich über der Elastizitätsgrenze bei Metallen befindet, deutlich unterhalb des E-Moduls im Hook'schen Bereich liegen.

Für die beulkritische Spannung gilt nach HERTEL:

$$(14) \quad \sigma_k = k \cdot E_w \cdot \left(\frac{s}{b}\right)^2 \quad \text{bei Biege- und Druckbeanspruchung}$$

bzw.:

$$(15) \quad \tau_k = k \cdot E_w \cdot \left(\frac{s}{b}\right)^2 \quad \text{bei Schubbeanspruchung}$$

Die zugehörigen Beulfaktoren k werden anhand von Diagrammen nach HERTEL ermittelt:

Die Formeln (14) und (15) gelten zunächst für homogene Häute. Für Sandwichhäute wendet HERTEL die gleiche Vorgehensweise an. Dabei ist die Hautstärke s durch die mittlere Sandwichdicke d zu ersetzen. Die in der Sandwichebene vorliegenden Kräfte werden auf die Häute s_1 und s_2 verteilt. Die Aufnahme ebener Beanspruchungen durch den Kern wird vernachlässigt. Als Elastizitätsmodul kommt der wirksame E-Modul der Deckhäute zum Einsatz. Zusätzlich ist noch der Steifigkeitserhöhungsfaktor κ miteinzubeziehen.

Damit sind die beulkritischen Spannungen für Sandwichaufbauten nach HERTEL:

$$(16) \quad \sigma_k = \kappa \cdot k \cdot E_w \cdot \left(\frac{d}{b}\right)^2 \quad \text{bei Biege- und Druckbeanspruchung}$$

bzw.:

$$(17) \quad \tau_k = \kappa \cdot k \cdot E_w \cdot \left(\frac{d}{b}\right)^2 \quad \text{bei Schubbeanspruchung}$$

Diagramme zur Ermittlung des jeweiligen Beulfaktors k sind HERTEL zu entnehmen. Einige Beispiele werden in Kapitel 4 gezeigt.

Als Nachweis einer genügenden Beulsteifigkeit ist zu zeigen, dass die im Bauteil maximal auftretenden Hautspannungen die in Gleichung (16) bzw. (17) aufgeführten kritischen Spannungen in allen Fällen unterschreiten.

Wesentliche Einflussfaktoren zur Bestimmung der kritischen Spannungen sind neben der Belastungsart und den geometrischen Randbedingungen des Platten- bzw. Schalenelementes die geometrischen Größen des Sandwichaufbaus sowie der Elastizitätsmodul der Deckhäute. Für Sandwichaufbauten in Faserverbundbauweise stellt sich hier das Problem, dass der Konstrukteur in den seltensten Fällen auf gesicherte Werkstoffkennwerte von Laminataufbauten zurückgreifen kann. Vielmehr zeichnet der Konstrukteur selbst für diese Kennwerte verantwortlich, da durch Festlegung von Laminataufbau, Auswahl der Halbzeuge und Fertigungsverfahren bis hin zu den Aushärtungsverfahren die Lamineigenschaften in weiten Bereichen beeinflusst werden. Dieser Umstand erfordert eine weitreichende Spezialisierung von Konstrukteuren und Entwicklern auf diesem ganz speziellen Gebiet der Strukturmechanik.

2.7 Zielsetzung

Das vermeintliche „Fehlen von Werkstoffkennwerten“ lässt Faserverbundwerkstoffe häufig als unberechenbar erscheinen. Und tatsächlich erfordert die exakte Abbildung des Werkstoffverhaltens in Rechenmodellen einen wesentlich höheren Aufwand, als dies bei der Berechnung isotroper Werkstoffe der Fall ist. Doch gibt es auch für die Auslegung von Faserverbundbauteilen einfache Ansätze, um die Tragfähigkeit selbst hochbelastbarer FVK-Konstruktionen nachzuweisen.

Entscheidend für den Erfolg einer Bauteilentwicklung ist auch hier ein ganzheitlicher Lösungsansatz mit dem Versuch, das Zusammenwirken von äußeren Einwirkungen und den dadurch hervorgerufenen Reaktionen innerhalb der Struktur sowie letztlich auch das daraus resultierende Verhalten des Konstruktionswerkstoffes zu erfassen. Dieser Ansatz erfordert vor allem ein tieferes Verständnis mechanischer Zusammenhänge und für Faserverbundkonstruktionen im Speziellen die Kenntnis über besondere Verhaltensweisen dieser „neuen“ Werkstoffe.

Der bestimmende Schritt innerhalb einer Entwicklung von Bauteilstrukturen ist die Bauteilgestaltung. Der Gestaltungsprozess ist vornehmlich ein kreativer Prozess, bei dem Strukturen aus der Vorstellungskraft des Konstrukteurs heraus geschaffen werden. Dabei sind stets konstruktive Vorgaben sowie produkt- und werkstoffspezifische Randbedingungen zu berücksichtigen. Dieses setzt immer auch eine hohe, teilweise sehr fachspezifische Sachkenntnis voraus. Eine systematische Vorgehensweise kann dem Konstrukteur dabei große Hilfestellung bieten, all diese Randbedingungen mit zu berücksichtigen.

Zur Berechnung von Leichtbaukomponenten in Wabensandwichbauweise gibt es einige brauchbare Methoden, die jedoch wie bei HERTEL keine Faserverbunddeckhäute einbeziehen oder wie bei WIEDEMANN [Wie 86, 96] zumindest genaue Kenntnisse über die mechanischen Eigenschaften von Deckhäuten und Kernen voraussetzen. Gerade bei Anwendung der für FVK-Konstruktionen weithin üblichen Handarbeitsverfahren ist aber eine exakte Vorhersage der mechanischen Eigenschaften äußerst problematisch, da diese starken verfahrens- und produktionstechnischen Schwankungen unterliegen können. Wesentlich praktikabler wäre daher eine Vorgehensweise mit der Bestimmung von Werkstoffkennwerten anhand von Prüfkörpern, die jeweils in enger Abstimmung mit dem angewendeten Herstellverfahren aufzubauen wären. Dieses setzt jedoch die Entwicklung eines entsprechenden Prüfaufbaus mit zugehörigem Prüfverfahren voraus.

Ziel dieser Arbeit ist die Erarbeitung einer Entwicklungssystemetik für den Leichtbau in Faserverbund-Wabensandwichbauweise unter besonderer Berücksichtigung der verfahrens- und produktionsspezifischen Gegebenheiten. Dabei stehen folgende Punkte im Vordergrund:

Ermittlung der Steifigkeit von Wabensandwichplatten

Eine Vorgehensweise zur Dimensionierung von Wabensandwichkonstruktionen nach HERTEL wurde bereits vorgestellt. Es fehlt jedoch bei der Verwendung von Faserverbunddeckschichten an abgesicherten Werkstoffkennwerten, und zwar insbesondere der Plattensteifigkeiten, welche die fertigungs- und produktionsspezifischen Gegebenheiten der einzelnen Anwendung berücksichtigen. Im Rahmen dieser Arbeit wird ein Prüfverfahren mit zugehörigem Prüfaufbau entwickelt, das die Ermittlung der Plattensteifigkeit in enger Abstimmung mit dem jeweiligen Herstellverfahren ermöglicht.

Gestaltung von Wabensandwichkonstruktionen

Die Gestaltung von Wabensandwichkonstruktionen erfordert spezifische Kenntnisse über die speziellen Verarbeitungsmöglichkeiten sowie das besondere Verhalten dieser Werkstoffe. Im Rahmen dieser Arbeit soll ein Leitfaden erstellt werden, mit dessen Hilfe der Konstrukteur im Hinblick auf seine individuelle Leichtbauaufgabe systematisch die Gestaltung einer Wabensandwichkonstruktion erarbeiten kann.

Wissen um die praktische Verwirklichung von Faserverbund-Wabensandwichkonstruktionen

Der werkstoffgerechte Einsatz von Faserverbundwerkstoffen erfordert neben einer zielgerichteten Entwicklungsstrategie sehr fachspezifische Kenntnisse, die über Materialkenntnisse und Berechnungsverfahren weit hinausgehen. Vielmehr ist es das Gesamtwissen um Fertigungsmöglichkeiten, Werkstoffverhalten und Vorteile, aber auch um Probleme, welche die Entwicklung von Faserverbundwerkstoffen mit sich bringt, d. h. das Know-How zur Anwendung dieser Technologie. Dabei sind es in erster Linie Erfahrungen im Umgang mit diesen Materialien, die der Anwender von Faserverbundwerkstoffen benötigt. Diese Erfahrungen lassen sich am effektivsten anhand von Konstruktionsbeispielen vermitteln, bei denen die wesentlichen Entwicklungsschritte begründet und nachvollziehbar dargestellt werden.

Die Entwicklung des Ultraleichtflugzeuges „Silence“ dient hier als ein solches Konstruktionsbeispiel. Dabei wurde ein Leichtflugzeug entwickelt, das durch konsequente Umsetzung der Faserverbund-Wabensandwichbauweise ein im Vergleich zu anderen Kleinflugzeugen deutlich geringeres Strukturgewicht aufweist. In Kapitel 5 werden die einzelnen Entwicklungsschritte von der Konzeptionierung, der Bauteilkonstruktion, der Bauteilberechnung über den Formenbau bis hin zur Bauteilherstellung schrittweise dargestellt und erläutert. Insbesondere auf die Begründung der einzelnen Entscheidungen während der Entwicklungsphase wird dabei besonderer Wert gelegt, um hierdurch dem interessierten Konstrukteur die Möglichkeiten zu geben, entsprechende Schlüsse für eigene Entwicklungsvorhaben zu ziehen. Primäres Ziel dieses abschließenden Teils der vorliegenden Arbeit ist daher, Erfahrungen auf wissenschaftlich gesicherter Basis in systematisch aufbereiteter Form zu vermitteln.

3 Ermittlung der Steifigkeit von Wabensandwichplatten

Die Begriffe Biegesteifigkeit und Plattensteifigkeit wurden bereits in Kapitel 2.6.1 erläutert. Eine rechnerische Ermittlung unter Annahme eines schubstarren Kernes ist möglich. Die Plattensteifigkeit der asymmetrischen Sandwichplatte ist, wie bereits gezeigt wurde:

$$(13) \quad N = \frac{\kappa \cdot (s_1 + s_2) \cdot E \cdot d^2}{12 \cdot (1 - \nu^2)}$$

Dieser Zusammenhang erfordert allerdings genaue Kenntnisse über den Elastizitätsmodul der Deckhäute und berücksichtigt außerdem nicht, dass die Deckhäute unterschiedliche Steifigkeiten aufweisen können. Gerade bei Faserverbund-Wabensandwichkonstruktionen ist hier ein signifikanter Unterschied selbst bei gleichem Aufbau beider Deckhäute produktionsbedingt möglich.

Wünschenswert ist daher ein einfacher Versuchsaufbau, mit dem die Plattensteifigkeit unterschiedlicher Sandwichaufbauten experimentell ermittelt werden kann.

3.1 Mechanische Voraussetzungen

Großflächige dünnwandige Konstruktionen gehören zur Kategorie der Flächentragwerke. Dabei unterscheidet man zwischen Scheiben, Platten und Schalen. Während Scheiben als ebene Flächentragwerke nur in ihrer Ebene belastet werden, wird den ebenfalls ebenen Platten eine Plattensteifigkeit zugeordnet. Schalen sind räumlich gekrümmte Bauteile, die entweder als biegeschlaife Schalen dem Membranspannungszustand (z.B.: Seifenblasen, dünne Folien) unterliegen oder als biegesteife Schalen wie Platten ebenfalls Biegespannungen aufnehmen können.

Entsprechend werden ebene Wabensandwichelemente als Platten, räumlich gekrümmte Elemente als biegesteife Schalen betrachtet. Hinsichtlich ihrer Steifigkeit werden die Schalen dabei zunächst wie Platten behandelt. Unterschiede bei der Dimensionierung ergeben sich erst durch die Berücksichtigung der Krümmung im Zusammenhang mit der Bauteilauslegung. Um einen Versuchsaufbau zur experimentellen Ermittlung der Plattensteifigkeit zu entwickeln, bedarf es zunächst einer Analyse weiterer mechanischer Zusammenhänge.

Wie bereits gezeigt wurde, ist die Plattensteifigkeit der massiven Platte nach DUBBEL [Dub 87]:

$$(9) \quad N = \frac{E \cdot h^3}{12 \cdot (1 - \nu^2)}$$

Unter der Voraussetzung, dass die Plattendicke h klein zur Flächenabmessung ist und die Durchbiegung w ebenfalls gering ist, ergibt sich mit der Flächenlast $p(x,y)$ für die Durchbiegung nach DUBBEL folgende Bipotentialgleichung:

$$(18) \quad \Delta \Delta w = \frac{\partial^4 w}{\partial x^4} + 2 \frac{\partial^4 w}{\partial x^2 \partial y^2} + \frac{\partial^4 w}{\partial y^4} = \frac{p(x,y)}{N}$$

Bei rotationssymmetrisch belasteten Kreisplatten kann die Durchbiegung in Abhängigkeit vom Radius dargestellt werden. Damit geht nach DUBBEL Gleichung (18) in folgende Eulersche Differentialgleichung über:

$$(19) \quad w''''(r) + \frac{2}{r} w'''(r) - \frac{1}{r^2} w''(r) + \frac{1}{r^3} w'(r) = \frac{p(r)}{N}$$

DUBBEL stellt einige Ergebnisse für Sonderfälle zusammen. Die maximale Spannung und Durchbiegung für die gleichmäßig belastete, massive Kreisplatte mit gelenkig gelagertem Rand, *Bild 3.1*, (Querdehnzahl $\nu = 0,3$) ist:

$$(20) \quad \sigma_r = \sigma_t = \frac{1,24 \cdot p \cdot R^2}{h^2} \quad \text{maximale Spannung in Plattenmitte}$$

$$(21) \quad f = \frac{0,696 \cdot p \cdot R^4}{E \cdot h^3} \quad \text{maximale Durchbiegung in Plattenmitte}$$

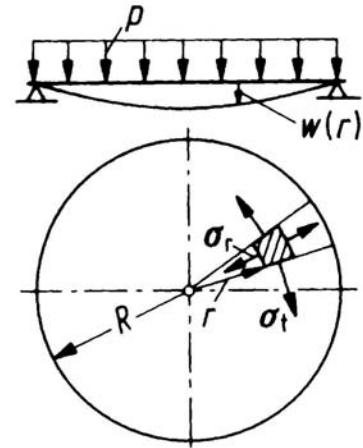


Bild 3.1: Gleichmäßig belastete Kreisplatte mit gelenkig gelagertem Rand [Dub 87]

Mit Gleichung (21) kann durch Messung der Durchbiegung in Plattenmitte die Plattensteifigkeit ausgewertet werden. Sinnvoll ist es dabei allerdings, den Term der Plattensteifigkeit zu extrahieren. Das Einsetzen von Gleichung (9) mit der Querkontraktionszahl $\nu = 0,3$ ergibt somit:

$$(22) \quad f = \frac{p \cdot R^4}{15,69 \cdot N}$$

Anders dargestellt gilt für die Plattensteifigkeit, die aus der gemessenen Durchbiegung f in Plattenmitte zu ermitteln ist:

$$(23) \quad N = \frac{p \cdot R^4}{15,69 \cdot f}$$

Für die gelenkig gelagerte Platte unter Einzellast, *Bild 3.2*, ergibt sich für die Durchbiegung entsprechend nach DUBBEL [Dub 87] unter Einsetzen von Formel (9) mit Einbeziehung von $\nu = 0,3$:

$$(24) \quad f = \frac{7,447 \cdot (b/R)^2 \cdot [2,54 - (b/R)^2 \cdot (1,52 - \ln(b/R))] \cdot p \cdot R^4}{N}$$

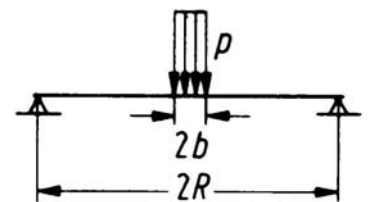


Bild 3.2: Durch Einzellast belastete Kreisplatte mit gelenkig gelagertem Rand [Dub 87]

3.2 Versuchsaufbau

Es gilt, einen Versuchsaufbau zu erstellen, der es ermöglicht, anhand von Messungen an vorhandenen Wabensandwichplatten auf die Plattensteifigkeit N zu schließen. Der Aufbau der Prüfeinrichtung soll dabei einfach aufgebaut sein und von Herstellern von Wabensandwichbauteilen mit geringem Aufwand nachgebaut werden können. Ein einfaches Verfahren zur Auswertung der Versuche soll es ermöglichen, die für einen individuellen Sandwichaufbau relevante Plattensteifigkeit experimentell zu ermitteln.

Eine gleichmäßige Flächenlast ist einfach durch Über- bzw. Unterdruck aufzubringen. Durch Druckmessung kann die eingestellte Belastung überprüft werden. Ausgehend von Gleichung (21) wurde folgender Versuchsaufbau, *Bild 3.3*, erstellt:

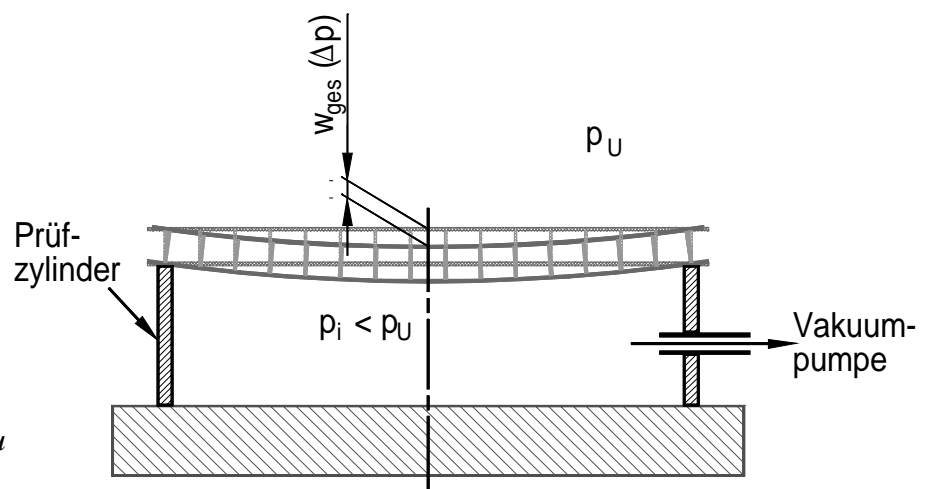


Bild 3.3: Versuchsaufbau

Die zu vermessende Platte wird auf einen Prüfzylinder gelegt. Die Belastung wird aufgebracht, indem der Prüfzylinder nach Auflegen der Platte mit einer Vakuumpumpe evakuiert wird. Das Volumen im Messzylinder dient dabei gleichzeitig als Unterdruckspeicher. Über Kugelventile kann der Messzylinder be- und entlüftet werden. Der Differenzdruck zum Umgebungsdruck ergibt die effektive Belastung. Der Unterdruck im Prüfzylinder wird über ein Unterdruckmessgerät kontrolliert. Mit einer auf das Zentrum des Zylinders ausgerichteten Messuhr wird die Durchbiegung w_{ges} der Platte in der Plattenmitte in Abhängigkeit vom Unterdruck Δp gemessen.

Da zur Herstellung von Wabensandwichbauteilen in der Regel ohnehin Unterdruck erforderlich ist, werden außer dem Prüfzylinder, der im vorliegenden Fall aus einem PVC-Rohr besteht, nur ein Unterdruckmessgerät und eine Messuhr benötigt. Im vorliegenden Fall wurde zur Unterdruckmessung ein digitales Handmessgerät mit der Typenbezeichnung GDH 12 AN mit einem Messbereich von 0-1300 mbar Absolutdruck und einer Auflösung von 1 mbar verwendet. Die Messung der Durchbiegung erfolgte über eine handelsübliche mechanische Messuhr mit einem Messbereich von 10 mm und einer Auflösung von 0,01 mm.

Die Messung erfolgt bei diesem Prüfaufbau stufenweise, indem zu einer eingestellten Unterdruckstufe die entsprechende Durchbiegung abgelesen wird. Eine sinnvolle Optimierung des Prüfaufbaus könnte darin bestehen, dass die Unterdruck- und Wegmessung stufenlos erfolgt und über einen AD-Wandler direkt zur Weiterverarbeitung im Rechner erfasst wird. Dieses würde insbesondere routinemäßige Messungen wesentlich vereinfachen, ist aber zur Durchführung einzelner Messungen nicht unbedingt erforderlich.

3.3 Prüfplatten

3.3.1 Aufbau der Prüfplatten

Im Rahmen einer Studienarbeit [Brat 99] wurden für diese Untersuchungen 18 Wabensandwichplatten mit GFK-Deckschichten hergestellt. Der Aufbau der Platten erfolgte nach folgenden Kriterien:

- Alle Platten waren im Handlaminierverfahren herzustellen.
- Es sollten Laminataufbauten verwendet werden, die im Kleinflugzeugbau (Motor- und Segelflugzeuge) anwendbar sind.
- Durch systematische Variation des Laminataufbaus soll eine Bewertung sinnvoller Applikationen insbesondere für den Kleinflugzeugbau erfolgen können.
- Die besondere Verfahrensweise bei der Herstellung von Wabensandwichbauteilen im Handlaminierverfahren mit Verpressen von Wabekern und Deckschicht im Vakuumverfahren war zu berücksichtigen.

Alle Wabensandwichplatten wurden mit Polyamid-Wabekernen mit 3,2 mm Zelldurchmesser und einem Nominalgewicht von 48 kg/m³ hergestellt. Variiert wurde hier lediglich die Wabekernstärke von standardmäßig 6,7 mm auf 12,7 mm.

Als Standardgewebe wurde ein Glasgewebe mit einem Flächengewicht von 105 g/m² in Körperbindung gewählt. Es handelt sich dabei um ein qualitativ hochwertiges Gewebe nach Luftfahrtnorm, das besonders für den Kleinflugzeugbau geeignet ist. Vorzugsweise wurden quasiisotrope Laminataufbauten mit 2 um 45° zueinander gedrehten Gewebelagen gewählt. Bei allen Prüfplatten wurde das Decklaminat 1 zunächst auf einer Platte vorlaminieren. Der Wabekern ließ sich dann nach leichtem Anschleifen des Laminates mit einem zusätzlichen Glasgewebe verkleben. Dieses Verfahren hat sich in der Praxis bewährt, um eine optimale Verbindung zwischen Wabekern und Decklaminat mit zuverlässiger Ausbildung einer Kehlnahtverklebung zu erzielen. Das Glasgewebe zur Verklebung des Wabekerns wird hier als Kopplungsschicht bezeichnet. Aufgrund seines weniger dichten Webbildes hat sich dafür das Glasgewebe mit 80 g/m² Flächengewicht bewährt, da es einfach zu verarbeiten ist, eine etwas höhere Harzaufnahme aufweist und somit genügend Harz für die Wabekernverklebung bereitstellt.

Ausgehend von symmetrischen Aufbauten wurde zunächst die Vorgehensweise bei der Verarbeitung und die Belegung der Deckschicht 2 variiert. Während bei ebenen Sandwichplatten, die in stationären Pressen verklebt werden, beide Deckschichten vorlaminieren sein können, erfolgt die Herstellung von Schalenbauteilen in Wabensandwichbauweise in der Regel im Vakuumsackverfahren, wobei das Decklaminat 2 zunächst auf einer Folie vorlaminieren wird, um dann „nass in nass“ mit dem Wabekern verklebt zu werden. Je nach Laminataufbau und verwendeten Folien tritt dabei allerdings bereits bei der Herstellung ein leichtes Ausbeulen der Deckschicht innerhalb der Sechseckzelle auf. Dieses Ausbeulen wird auch als Telegraphing bezeichnet und vermindert zumindest theoretisch die Steifigkeit der Deckschicht. Somit fanden bei den unterschiedlichen Aufbauten immer auch beide Herstellvarianten Berücksichtigung.

Es wurden systematisch unterschiedliche Varianten anhand der verfügbaren Gewebe für das Decklaminat 2 untersucht. Schließlich variierte man auch noch die Anzahl der Gewebelagen im Decklaminat 1 sowie die Wabekernstärke.

Die Platten erhielten entsprechend ihrem Aufbau mit GFK-Deckschichten und Wabekern die Bezeichnung GFK-W-xx und wurden dann durchnummeriert. Die unterschiedlichen Laminataufbauten sind in *Bild 3.4* dargestellt:

GFK-Deckhäute:

Platte Nr.	Decklaminat 1			Wabenkern		Decklaminat 2			Bemerkung
	Gewebe- gewicht	Faser- orientierung	Kopplungs- schicht	Typ	Dicke	Gewebe- gewicht	Faser- orientierung	Kopplungs- schicht	
GFK-W-1-4	105 g/m ² 105 g/m ²	0° / 90° 45° 0° / 90°	80 g/m ²	ECA 3.2-48	6,7 mm	105 g/m ² 105 g/m ²	0° / 90° 45° 0° / 90°	80 g/m ²	4 gleiche Referenzplatten, Decklaminat 2 auf Platte "vorlaminiert"
GFK-W-5	105 g/m ² 105 g/m ²	0° / 90° 45° 0° / 90°	80 g/m ²	ECA 3.2-48	6,7 mm	105 g/m ² 105 g/m ² 80 g/m ²	0° / 90° 45° 0° / 90°		Decklaminat 2 naß in Naß auf Folie laminiert und verpreßt
GFK-W-6	105 g/m ² 105 g/m ²	0° / 90° 45° 0° / 90°	80 g/m ²	ECA 3.2-48	6,7 mm	58 g/m ² 58 g/m ²	0° / 90° 45° 0° / 90°	25 g/m ²	Decklaminat 2 auf Platte "vorlaminiert"
GFK-W-7	105 g/m ² 105 g/m ²	0° / 90° 45° 0° / 90°	80 g/m ²	ECA 3.2-48	6,7 mm	58 g/m ² 58 g/m ²	0° / 90° 45°		Decklaminat 2 naß in Naß auf Folie laminiert und verpreßt
GFK-W-8-9	105 g/m ² 105 g/m ²	0° / 90° 45° 0° / 90°	80 g/m ²	ECA 3.2-48	6,7 mm	80 g/m ²	0° / 90°		Decklaminat 2 auf Folie laminiert und verpreßt
GFK-W-10	105 g/m ² 105 g/m ²	0° / 90° 45° 0° / 90°	80 g/m ²	ECA 3.2-48	6,7 mm	58 g/m ²	0° / 90°		Decklaminat 2 auf Folie laminiert und verpreßt
GFK-W-11	105 g/m ² 105 g/m ²	0° / 90° 45° 0° / 90°	80 g/m ²	ECA 3.2-48	6,7 mm	49 g/m ²	0° / 90°		Decklaminat 2 auf Folie laminiert und verpreßt
GFK-W-12	105 g/m ² 105 g/m ²	0° / 90° 45° 0° / 90°	80 g/m ²	ECA 3.2-48	6,7 mm	25 g/m ²	0° / 90°		Decklaminat 2 auf Folie laminiert und verpreßt
GFK-W-13	105 g/m ² 105 g/m ² 105 g/m ² 105 g/m ²	0° / 90° 45° 0° / 90° 45° 0° / 90°	80 g/m ²	ECA 3.2-48	6,7 mm	105 g/m ² 105 g/m ² 105 g/m ² 105 g/m ²	0° / 90° 45° 0° / 90° 45° 0° / 90°	80 g/m ²	Decklaminat 2 wie Decklaminat 1 auf Platte "vorlaminiert"
GFK-W-14	105 g/m ² 105 g/m ² 105 g/m ² 105 g/m ²	0° / 90° 45° 0° / 90° 45° 0° / 90°	80 g/m ²	ECA 3.2-48	6,7 mm	105 g/m ² 105 g/m ² 105 g/m ² 105 g/m ² 80 g/m ² -Glas	0° / 90° 45° 0° / 90° 45° 0° / 90°		Decklaminat 2 auf Folie laminiert und verpreßt
GFK-W-15	105 g/m ² 105 g/m ² 105 g/m ² 105 g/m ²	0° / 90° 45° 0° / 90° 45° 0° / 90°	80 g/m ²	ECA 3.2-48	6,7 mm	105 g/m ² 105 g/m ²	0° / 90° 45° 0° / 90°	49 g/m ²	Decklaminat 2 wie Decklaminat 1 auf Platte "vorlaminiert"
GFK-W-16	105 g/m ² 105 g/m ² 105 g/m ² 105 g/m ²	0° / 90° 45° 0° / 90° 45° 0° / 90°	80 g/m ²	ECA 3.2-48	6,7 mm	105 g/m ² 105 g/m ² 49 g/m ² -Glas	0° / 90° 45° 0° / 90°		Decklaminat 2 auf Folie laminiert und verpreßt
GFK-W-17	105 g/m ² 105 g/m ²	0° / 90° 45° 0° / 90°	80 g/m ²	ECA 3.2-48	12,7 mm	105 g/m ² 105 g/m ²	0° / 90° 45° 0° / 90°	80 g/m ²	Referenzplatten, Decklaminat 2 auf Platte "vorlaminiert"
GFK-W-18	105 g/m ² 105 g/m ²	0° / 90° 45° 0° / 90°	80 g/m ²	ECA 3.2-48	12,7 mm	105 g/m ² 105 g/m ² 80 g/m ² -Glas	0° / 90° 45° 0° / 90°		Decklaminat 2 naß in Naß auf Folie laminiert und verpreßt

Bild 3.4: Aufbau der GFK-Prüfplatten

Die Platten GFK-W-1 bis 4 stellen gleiche symmetrische Aufbauten dar, die als Referenz dienen. Auch das Decklaminat 2 wurde zunächst auf einer Platte vorlaminieren und nach dem Aushärten und Anschleifen unter Verwendung einer Kopplungsschicht mit dem Wabenkern verklebt. Das ergibt einen symmetrischen Sandwichaufbau. Mit GFK-W-5 fanden die vorab erwähnten fertigungs-spezifischen Aspekte für den ansonsten gleichen Laminataufbau Berücksichtigung. Bei den GFK-W-6 bis 12 wurde die Deckschicht 2 variiert. Bei GFK-W-13 bis 16 wurde die Anzahl der Gewebelagen für Deckschicht 1 verdoppelt. GFK-W-17 entspricht im Laminataufbau den Referenzplatten, wobei die Stärke des Wabenkernes erhöht wurde. GFK-W-18 berücksichtigt hier noch einmal mehr die speziellen fertigungsspezifischen Aspekte.

CFK- und AFK-Prüfplatten

Zusätzlich wurden Wabensandwichplatten mit CFK- und AFK-Deckschichten untersucht. Der Aufbau der Platten erfolgte nach den gleichen Kriterien wie bei den GFK-Platten. Auch hier variierte man von einem symmetrischen Aufbau ausgehend den Aufbau der zweiten Decklage. Bei sehr leichten Schalenbauteilen im Flugzeugbau wird teilweise auch bei CFK- und AFK-Deckschichten im äußeren Decklaminat mit dünnen GFK-Deckschichten auf der Innenseite gearbeitet. Dabei übernimmt dann das äußere Decklaminat die tragende Funktion im Bauteil, während das innere Decklaminat lediglich eine stützende Funktion zur Stabilisierung des Sandwichaufbaus wahrnimmt. Dementsprechend wurden hier jeweils zwei unterschiedliche GFK-Lamine für das zweite Decklaminat untersucht. *Bild 3.5* zeigt den Aufbau der Kohlefaser- und Aramidfaser-verstärkten Prüfplatten:

CFK-Deckhäute:

Platte Nr.	Decklaminat 1			Wabekern		Decklaminat 2			Bemerkung
	Gewebe-gewicht	Faser-orientierung	Kopplungs-schicht	Typ	Dicke	Gewebe-gewicht	Faser-orientierung	Kopplungs-schicht	
CFK-W-1	93 g/m ² 93 g/m ²	0° / 90° 45° 0° / 90°	80 g/m ²	ECA 3.2-48	6,7 mm	93 g/m ² 93 g/m ²	0° / 90° 45° 0° / 90°	80 g/m ²	Decklaminat 2 auf Platte "vorlaminieren"
CFK-W-2	93 g/m ² 93 g/m ²	0° / 90° 45° 0° / 90°	80 g/m ²	ECA 3.2-48	6,7 mm	93 g/m ² 93 g/m ²	0° / 90° 45° 0° / 90°	80 g/m ²	Decklaminat 2 naß in Naß auf Folie laminiert und verpreßt
CFK-W-3	93 g/m ² 93 g/m ²	0° / 90° 45° 0° / 90°	80 g/m ²	ECA 3.2-48	6,7 mm	58 g/m ² 58 g/m ²	0° / 90° 45° 0° / 90°		Decklaminat 2 Glasgewebe naß in Naß auf Folie laminiert und verpreßt
CFK-W-4	93 g/m ² 93 g/m ²	0° / 90° 45° 0° / 90°	80 g/m ²	ECA 3.2-48	6,7 mm	80 g/m ²	0° / 90°		Decklaminat 2 Glasgewebe naß in Naß auf Folie laminiert und verpreßt

AFK-Deckhäute:

Platte Nr.	Decklaminat 1			Wabekern		Decklaminat 2			Bemerkung
	Gewebe-gewicht	Faser-orientierung	Kopplungs-schicht	Typ	Dicke	Gewebe-gewicht	Faser-orientierung	Kopplungs-schicht	
AFK-W-1	61 g/m ² 61 g/m ²	0° / 90° 45° 0° / 90°	80 g/m ²	ECA 3.2-48	6,7 mm	61 g/m ² 61 g/m ²	0° / 90° 45° 0° / 90°	80 g/m ²	Decklaminat 2 auf Platte "vorlaminieren"
AFK-W-2	61 g/m ² 61 g/m ²	0° / 90° 45° 0° / 90°	80 g/m ²	ECA 3.2-48	6,7 mm	61 g/m ² 61 g/m ²	0° / 90° 45° 0° / 90°	80 g/m ²	Decklaminat 2 naß in Naß auf Folie laminiert und verpreßt
AFK-W-3	61 g/m ² 61 g/m ²	0° / 90° 45° 0° / 90°	80 g/m ²	ECA 3.2-48	6,7 mm	61 g/m ² 61 g/m ²	0° / 90° 45° 0° / 90°		Decklaminat 2 Glasgewebe naß in Naß auf Folie laminiert und verpreßt
AFK-W-4	61 g/m ² 61 g/m ²	0° / 90° 45° 0° / 90°	80 g/m ²	ECA 3.2-48	6,7 mm	80 g/m ²	0° / 90°		Decklaminat 2 Glasgewebe naß in Naß auf Folie laminiert und verpreßt

Bild 3.5: Aufbau der AFK- und CFK-Prüfplatten

Im Gegensatz zu den GFK-Prüfplatten erfolgte die Herstellung der CFK- und AFK-Platten unter Verwendung von Abreißgeweben, anstatt das vorlaminierete Decklaminat anzuschleifen. Das stellt zwar einen prinzipiellen Unterschied in der Verfahrensweise dar, entspricht aber der in der Praxis üblichen und empfehlenswerten Vorgehensweise bei der Verarbeitung dieser hochwertigen Gewebetypen.

Die Prüfplatten wurden nach dem Härten und Tempern gemäß Harzspezifikation zu Kreisscheiben gesägt. Um genügend Auflagefläche der Kreisplatte auf dem Prüfzylinder zu gewährleisten, war der Durchmesser der Kreisscheiben stets 20 mm größer als der Durchmesser des Prüfzylinders. Die Deckhäute sind am Rand der Prüfplatten unstabilisiert. Daher kann die theoretisch vorhandene Steifigkeitserhöhung infolge des größeren Durchmessers vernachlässigt werden.

3.3.2 Spezifikationen der Ausgangsprodukte

Für die Herstellung der Prüfplatten wurden - soweit verfügbar - Werkstoffe nach Luftfahrtnorm verwendet.

3.3.2.1 Laminierharze

Das Epoxidharz unter der Handelsbezeichnung LF mit dem Härter LF 3 ist ein Bisphenol-A-Harz, das vom deutschen Luftfahrt-Bundesamt für den Bau von Motor- und Segelflugzeugen in Verbindung mit Glas-, Aramid- und Kohlenstofffasern zugelassen ist. Es entspricht Harzen mit der Herstellerbezeichnung L 285 und dem Härter 287. Aufgrund seiner geringen Viskosität, der langen Verarbeitungszeit und nicht zuletzt wegen seiner guten physiologischen Verträglichkeit ist es sehr gut für die Herstellung größerer Bauteile im Handlaminierverfahren geeignet. Das System wird bei Raumtemperatur verarbeitet und härtet bei Raumtemperatur innerhalb von 24 Stunden soweit an, dass Bauteile entformt werden können. Zur Erreichung der Endfestigkeit ist eine anschließende Temperung erforderlich. Die Spezifikationen und Verarbeitungskennwerte von Harz und Härter sind in *Bild 3.6* dargestellt.

Spezifikation / Verarbeitungskennwert	Einheit	Laminierharz LF	Härter LF 3
Dichte	g/cm ³ / 25°C	1,18 - 1,23	0,93 - 0,96
Mischdichte, gehärtet	g/cm ³ / 25°C	1,18 - 1,20	
Viskosität	mPas / 25°C	600 - 900	60 - 100
Mischviskosität	mPas / 25°C	300 - 500	
Epoxidäquivalent	100 / Äquivalent	150 - 165	-
Aminäquivalent	g / Äquivalent	-	62 - 67
Mischungsverhältnis	g	100	40
Mischungsverhältnis	ml	100	50
Verarbeitungszeit 100 g Mischung	Minuten 20°C	210	
Gelierzeit 1 mm Laminat	h	7	
Aushärtezeit		24 h, anschl. 10 h bei 60°C	
Farbzahl nach Gardner		max. 3	max. 4*

*: gilt für farblose Einstellung, Härter sind blau-transparent eingefärbt

Bild 3.6: Spezifikationen des verwendeten Harzsystems nach R&G und SCHEUFLER [R&G 99, Scheu 98]

Weitere Informationen zum Harzsystem enthalten R&G und SCHEUFLER.

3.3.2.2 Verstärkungsgewebe

Es wurden Glasfasergewebe des Herstellers Interglas sowie Kohlenstofffaser- und Aramidfasergewebe des Hersteller C. Cramer & Co. eingesetzt. Bei den GFK-Laminaten erfolgt der Grundaufbau von Decklaminat 1 stets mit 2 Lagen Glasgewebe von 105 g/m². Zwei Gewebelagen unter einem um 45° gedrehten Orientierungswinkel ergeben ein qualitativ hochwertiges Laminat mit quasiisotropen Eigenschaften bei einer nominalen Hautstärke von ca. 0,2 mm. Dieser relativ dünne Laminataufbau ist bereits als Grundaufbau für zahlreiche Anwendungen im Kleinflugzeugbau geeignet. Das Gewebe verfügt über ein sehr dichtes Webbild und weist eine nur geringe Harzaufnahme auf. Das Glasgewebe von 80 g/m² hat demgegenüber ein sehr offenes Webbild und verfügt über eine entsprechend hohe Harzaufnahme. Es wird entsprechend als Kopplungsgewebe zur Verklebung der Deckschichten mit dem Wabenkern eingesetzt. Die weiteren leichteren Glasfasergewebe wurden als Variation für die 2. Decklage verwendet. Diese bei geschlossenen Schalenbauteilen stets innere Decklage kann dann sehr dünn ausfallen, wenn ebene Lasten alleine von der äußeren Decklage getragen werden sollen und die innere Decklage nur die Stützfunktion des Sandwichaufbaus wahrnehmen soll.

Bei den CFK-Laminaten wurde das Gewebe mit 93 g/m² in Leinwandbindung gewählt. Es ist das leichteste derzeit verfügbare bidirektionale Kohlenstofffasergewebe nach Luftfahrtnorm. Bei den AFK-Laminaten kam das Aramidgewebe von 110 g/m² zur Anwendung. Es verfügt über ein dichtes Webbild und ist für Aramidgewebe relativ gut verarbeitbar.

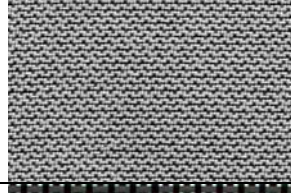
Gewebebild	Flächengewicht Gewebeart Finish	Herstellerbezeichnung Werkstoffleistungsblatt	Fadenzahl Fäden / cm DIN 53 853	Garntype Kette x Schuß DIN 60 850	Bindung
	25 g/m ² Glasfasergewebe Finish FK 800	CS-ITG 02034	22 x 22	EC 5-5,5 x EC 5-5,5	Leinwand
	49 g/m ² Glasfasergewebe Finish FK 800	CS-ITG 02037	24 x 18,5	EC 5-11 x EC 5-11	Leinwand
	58 g/m ² Glasfasergewebe Finish FK 800	CS-ITG 02085	23,6 x 26	EC 5-11 x EC 5-11	Leinwand
	80 g/m ² Glasfasergewebe Finish FK 144	CS-ITG 90070 WLB 8.4505.60	12 x 11,5	EC 9-34Z x EC 9-34Z	Leinwand
	105 g/m ² Glasfasergewebe Finish FK 144	CS-ITG 91111 WLB 8.4544.60	24 x 23	EC 5-11x2S x EC 5-11x2S	Kreuzköper 1/3
	93 g/m ² Kohlenstoff- fasergewebe	CCC Style 469 WLB 8.3505	7,0 x 7,0	67 tex x 67 tex	Leinwand
	110 g/m ² Aramidfaser- gewebe	CCC Style 140 WLB 5.2231	13,0 x 13,0	42 tex x 42 tex	Köper 2/2

Bild 3.7: Spezifikationen der verwendeten Verstärkungsgewebe nach R&G und CRAMER [R&G 99, Cra 98]

3.3.2.3 Wabenkerne

Als Stützstoff dienen für alle Versuchsplatten Wabenkerne des Typs ECA-3.2-48 mit hexagonaler Zellform. Es handelt sich dabei um Aramidfaserpapier, welches mit Phenolharz getränkt ist. Aufgrund seiner papierartigen Struktur nimmt das Wabenkernmaterial das Laminierharz sehr gut auf. Dadurch ist dieser Kernwerkstoff besonders für Sandwichaufbauten in Kombination mit Faserverbunddeckhäuten geeignet. Bei Verwendung dünnflüssiger Laminierharze bildet sich bereits bei einem sehr dünnen und damit leichten Klebefilm eine Kehlnahtverklebung zwischen Wabenkern und Deckschicht aus. Dieses ist deutlich im Vergleich zwischen dem unstabilierten Wabenkern, *Bild 3.8*, und dem mit einer GFK-Deckhaut verklebten Wabenkern, *Bild 3.9*, zu erkennen.

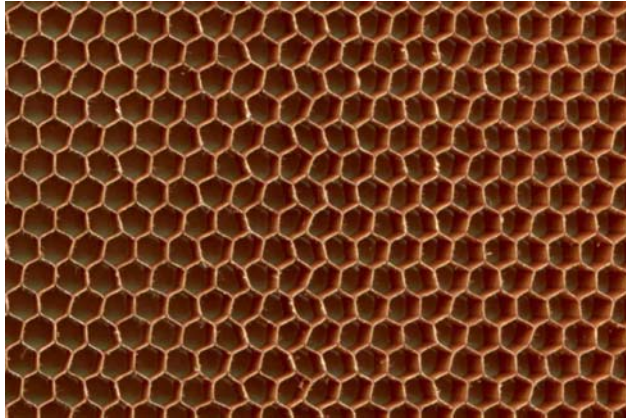


Bild 3.8: unstabiliertes Aramid-Wabenkern

Bild 3.9: Wabenkern mit GFK-Deckhaut

Mit 3,2 mm wurde das Kernmaterial mit dem kleinsten verfügbaren Zelldurchmesser gewählt. Dadurch lässt sich ein lokales Beulen der Deckschicht innerhalb des Zelldurchmessers auch bei relativ dünnen Deckhäuten vermeiden.

Der Hersteller gibt folgende Spezifikationen an:

Produktbezeichnung:	ECA 3.2-48
Dicke des Aramidpapiers:	56 µm
Zelldurchmesser:	3,2 mm
Raumgewicht:	48 kg / m ³

Die mechanischen Eigenschaften dieses Kernmaterials laut Herstellerangabe zeigt *Bild 3.10*:

Druckfestigkeit unstabiliert		Ebener Schub							
		L-Richtung				W-Richtung			
		Schubfestigkeit		Schubmodul		Schubfestigkeit		Schubmodul	
N/mm ²		N/mm ²		N/mm ²		N/mm ²		N/mm ²	
min.	typ.	min.	typ.	min.	typ.	min.	typ.	min.	typ.
1,90	2,10	1,16	1,32	38	48	0,62	0,72	24	30

Bild 3.10: Eigenschaften des verwendeten Wabenkernes ECA 3.2-48 nach EURO-COMPOSITES [Eur 98]

3.4 Versuchsdurchführung

Die Versuchsdurchführung ist ebenso einfach wie der Versuchsaufbau selbst: Die Prüfplatte ist mit Acryldichtmasse auf dem Prüfzylinder abgedichtet, *Bild 3.11*. Zunächst wird mit vollem Unterdruck, bis ca. 0,8 Bar, angesaugt, damit sich evtl. überschüssige Dichtmasse aus der Fuge herauspresst. Die Prüfplatte darf nicht auf elastischer Dichtmasse schwimmen, da die Elastizität der Dichtmasse ansonsten das Messergebnis verfälschen könnte.

Der Messzylinder wird dann wieder belüftet, damit im belastungsfreien Zustand die Messuhr eingestellt werden kann.

Anschließend wird noch einmal der maximale Unterdruck aufgebracht, wobei die maximale Durchbiegung überprüft wird. Diese sollte in dem auszuwertenden Messbereich nicht größer als



Bild 3.11: Auftragen der Dichtmasse

$1/50$ des Messzylinder-Innendurchmessers sein. Danach wird erneut belüftet, um im belastungsfreien Zustand die Nulllage der Messuhr noch einmal zu überprüfen. Zu Beginn der Messung wird der Messzylinder evakuiert und der niedrigste Messdruck eingestellt. Von diesem ausgehend erfolgt dann die schrittweise Belüftung des Messzylinders. Zu den einzelnen Stufen werden Unterdruck und Durchbiegung protokolliert. Wird im belastungsfreien Zustand wieder die Nulllage der Messuhr erreicht, so ist die Messung für die Platte abgeschlossen. Der Messvorgang für eine einzelne Platte dauert einschließlich Vorbereitungen ca. 10 Minuten. Die protokollierten Werte werden anschließend ausgewertet.

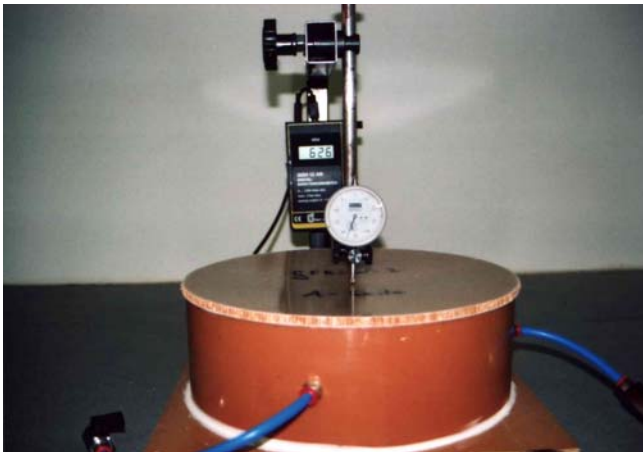


Bild 3.12: Durchbiegung der Prüfplatte unter Belastung

Bild 3.13 zeigt die Verteilung der Dichtmasse im Bereich der Dichtfuge nach dem Versuch. Durch die Belastung zu Versuchsbeginn hat sich die Dichtmasse fast vollständig aus der Fuge gepresst und füllt nur noch die Oberflächenrauigkeiten aus.

Die Versuche wurden für alle Platten an einem Messzylinder von 161 mm Durchmesser durchgeführt. Einzelne Platten wurden auch an einem Prüfzylinder mit 299 mm Durchmesser untersucht.



Bild 3.13: Verteilung der Dichtmasse in der Dichtfuge

3.5 Versuchsauswertung

3.5.1 Auswertung der Durchbiegung über den Druckverlauf

Die Auswertung der Versuche erfolgt mit dem Tabellenkalkulationsprogramm Excel. Zunächst werden die Durchbiegungen für jeden Versuch über den Differenzdruck aufgetragen. Für eine Auswertung ist allerdings noch die Elastizität des Prüfzylinders zu berücksichtigen. Diese wird rechnerisch ermittelt. Aufgrund des Messaufbaus war zur Ermittlung der Durchbiegung der Platte die elastische Verkürzung des Messzylinders von der gemessenen Durchbiegung abzuziehen.

Bild 3.14 zeigt einen solchen Verlauf am Beispiel von Platte GFK-W-3. Die obere Kurve stellt die gemessene Verformung über der Druckdifferenz dar. Die untere Kurve berücksichtigt die Elastizität des Messzylinders und zeigt damit die „tatsächliche Verformung“ der Prüfplatte.

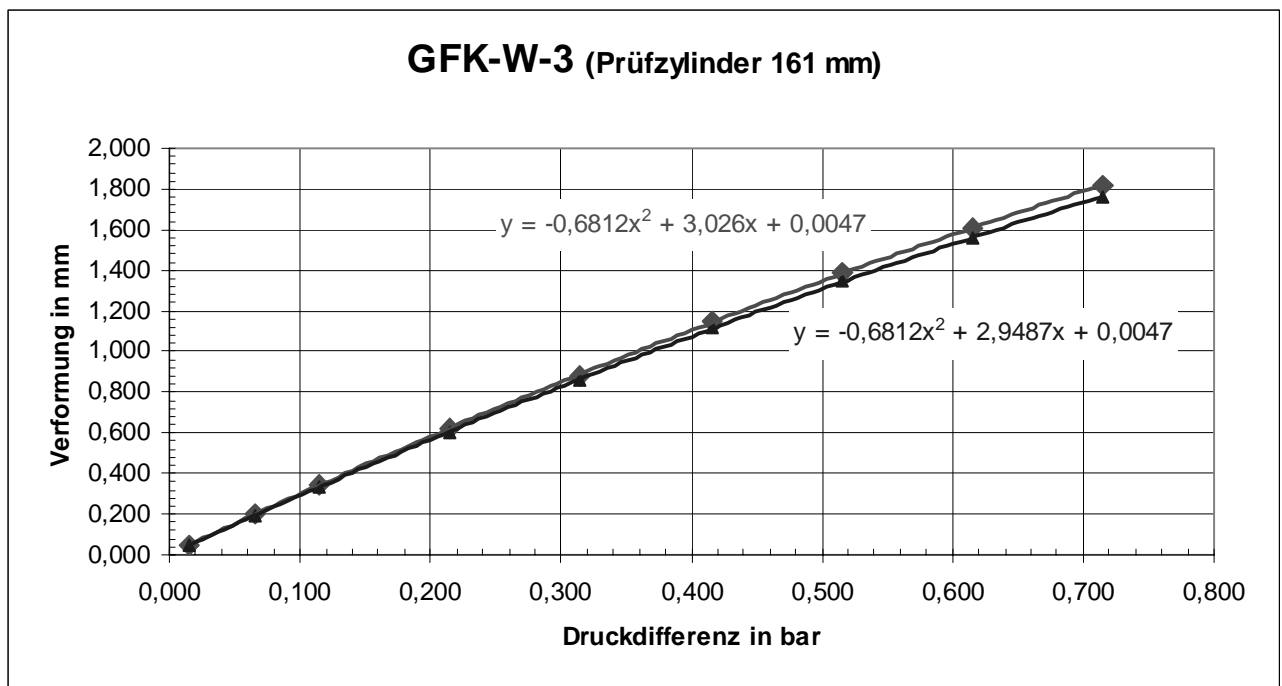


Bild 3.14: Verlauf der Verformungen in Plattenmitte am Beispiel von GFK-W-3

Der hier dargestellte Verlauf der Durchbiegung über die Druckdifferenz ist für alle Versuche charakteristisch. Die Messpunkte folgen mit hoher Signifikanz einem quadratischen Zusammenhang. Der formale Zusammenhang zwischen Druckdifferenz und Durchbiegung wird im Diagramm angegeben.

Die Tatsache, dass der Verlauf der Durchbiegung nicht exakt einem linearen Zusammenhang folgt, ist durch zwei Gründe zu erklären: Zum einen ist das Werkstoffverhalten der Deckschichten nicht unbedingt linear. Insbesondere bei Faserverbunddeckschichten, die aus Geweben aufgebaut sind, kann aufgrund der Faserondulation zu Belastungsbeginn der Elastizitätsmodul unter Zugbeanspruchung geringer ausfallen. Mit zunehmender Zugbelastung wird durch Streckung der Fasern eine Steifigkeitserhöhung erreicht. Als zweiter Effekt kommt die Wirksamkeit von Membraneffekten in Betracht, die bei zunehmender Durchbiegung auftreten können. Da bei dem vorliegenden Versuchsaufbau keine zuverlässigen Aussagen über das Haften oder Gleiten der Prüfplatte am Rand getroffen werden können, ist eine getrennte Betrachtung beider Effekte hier nicht möglich. Es ist aber auch nicht unbedingt erforderlich, da zur Ermittlung der Plattensteifigkeit der Gradient der Durchbiegung über der Druckdifferenz zu Beginn der Kurve bei $p = 0$ verwendet wird.

Aus Formel (23) ergibt sich für eine differentielle Betrachtung bei $p = 0$:

$$(25) \quad N = \left(\frac{\partial p}{\partial f} \right)_{p=0} \cdot \frac{R^4}{15,69}$$

R ist hierbei der Radius des Prüfzylinders. Er beträgt im vorliegenden Beispiel $R = 80,5 \text{ mm}$. Die Steigung des Kurvenverlaufs für $p = 0$ kann anhand der Gleichung für die Trendlinie abgelesen werden. Sie beträgt hier unter Einbeziehung der Elastizität des Prüfzylinders:

$$\left(\frac{\partial p}{\partial f} \right)_{p=0} = \frac{1}{2,9487 \frac{\text{mm}}{\text{bar}}} = 0,3391 \frac{\text{bar}}{\text{mm}}$$

Mit $1 \text{ bar} = 0,1 \text{ N/mm}^2$ ergibt sich danach für die Platte GFK-W-3 eine Plattensteifigkeit von:

$$N = 90,8 \text{ Nm}$$

Nach Formel (13) ergibt sich für die gleiche Platte unter Voraussetzung eines E-Moduls der Deckschicht von $E = 15.000 \text{ N/mm}^2$ eine theoretische Plattensteifigkeit von:

$$N = 133 \text{ Nm}$$

Damit liegt der experimentell ermittelte Wert zunächst einmal deutlich unter dem theoretischen Wert für die Plattensteifigkeit. Für die gesamte Versuchsreihe ergaben sich bei dieser Form der Auswertung deutlich zu geringe Steifigkeiten. Insbesondere für die Prüfplatten mit größerer Wabenkerndicke fiel dieser Unterschied noch einmal deutlich höher aus. Hier lagen die experimentellen Werte 50% unter den theoretischen Werten. Referenzversuche mit Aluminiumplatten ergaben hingegen gute Übereinstimmungen zwischen der rechnerisch ermittelten Plattensteifigkeit und den experimentellen Werten. Dieses Zwischenergebnis machte eine genauere Analyse des Verformungsverhaltens der Wabensandwichplatten im Vergleich zu den homogenen Referenzplatten aus Aluminium erforderlich.

3.5.2 Berücksichtigung der Schubverformung

Die mit den Formeln (9) bis (25) dargestellten Zusammenhänge berücksichtigen nur die Biegesteifigkeit und die damit verbundenen Biegeverformungen der Platte. Zusätzlich ist eine Betrachtung der Schubverformung im vorliegenden Belastungsfall erforderlich.

Die Schubbelastung der gleichmäßig belasteten Kreisplatte gemäß *Bild 3.1* ergibt sich in Abhängigkeit vom Radius aus der Druckbelastung der betrachteten Kreisfläche bezogen auf die zugehörige Zylindermantelfläche:

$$(26) \quad \tau(r) = \frac{p \cdot \pi \cdot r^2}{2 \cdot \pi \cdot r \cdot h} = \frac{p \cdot r}{2 \cdot h}$$

Dabei ist h die Höhe der Zylindermantelfläche und entspricht der Dicke einer massiven Platte bzw. der Dicke des Kernmaterials einer Sandwichplatte bei Vernachlässigung der Schubsteifigkeit der Deckschichten.

Für die Schubverformung $w_\tau(r)$ ergibt sich ausgehend von der Mitte der Kreisplatte bei $r = 0$ in Abhängigkeit vom Radius r unter Einbeziehung des Schubmoduls G :

$$(27) \quad w_\tau(r) = \frac{1}{G} \cdot \int_0^r \tau(r) \cdot dr$$

Auflösen des Integrals und Einsetzen von Formel (26) ergibt:

$$(28) \quad w_\tau(r) = \frac{p \cdot r^2}{4 \cdot h \cdot G}$$

Für die Aluminiumplatte zeigt sich dabei, dass der Anteil der Schubverformung an der Gesamtverformung im vorliegenden Fall kleiner als 1% ist. Hier ist ein Ansatz über die reine Biegeverformung der Platte nach Formel (17) also durchaus sinnvoll. Für die Wabensandwichplatte hingegen ergibt sich eine weitere unbekannte Kenngröße: Der Schubmodul des Wabekernmaterials ist richtungsabhängig und nicht präzise definiert. Gemäß *Bild 3.10* werden für das verwendete Wabekernmaterial in W-Richtung Schubmodule von minimal 24 N/mm², in L-Richtung hingegen typische Werte von 48 N/mm² angegeben. Geht man davon aus, dass Maximalwerte noch darüber liegen können, so ist eine präzise Aussage zur Schubsteifigkeit der Wabenkerne nicht möglich. Dabei ist zusätzlich zu berücksichtigen, dass die dort angegebenen Schubkennwerte nach DIN 53 294 für Schubbelastungen in Plattenebene gelten. Im vorliegenden Fall handelt es sich jedoch um eine Schubbelastung senkrecht zur Plattenebene. Hier gibt es jedoch keine Kennwerte zur Schubfestigkeit und Schubsteifigkeit von Wabenkernen. Eine exakte Ermittlung der Schubverformung ist somit nicht allein unter Verwendung von Werkstoffkennwerten möglich.

Eine Möglichkeit ergibt sich allerdings durch die Untersuchung von identischen Platten mit vorstehendem Versuchsaufbau auf Prüfzylindern mit unterschiedlichem Durchmesser. Bei einem kleinen Durchmesser des Prüfzylinders wird der Anteil der Schubverformung an der Gesamtverformung höher ausfallen als bei einem vergleichsweise großen Prüfzylinder. Analog sei hierzu der kurze Biegeträger erwähnt, dessen Schubbelastung und -verformung im Vergleich zum langen Biegeträger ebenfalls relativ hoch ist. Es ist davon auszugehen, dass sich die Gesamtverformung aus der Überlagerung von Durchbiegung und Schubverformung zusammensetzt, und dass Platten mit gleichem Aufbau sowie aus gleicher Produktionscharge sich weder in ihrer Biegesteifigkeit noch in der Schubsteifigkeit unterscheiden. Damit können bei Untersuchung zweier prinzipiell ähnlicher Lastfälle bei unterschiedlichen Versuchsparametern sowohl die Biegesteifigkeit als auch die Schubsteifigkeit ermittelt werden.

Zusammengefasst lässt sich dieses wie folgt ausdrücken:

- Die gesamte maximale Verformung der gleichmäßig belasteten Platte mit gelenkig gelagertem Rand in der Plattenmitte ist:

$$(29) \quad w_{ges}(p) = w_\tau(p) + f(p)$$

Einsetzen der Formeln (22) und (26) ergibt:

$$(30) \quad w_{ges}(p) = \frac{p \cdot R}{4 \cdot h \cdot G} + \frac{p \cdot R^4}{15,69 \cdot N}$$

Unbekannt sind der Schubmodul G und die Biegesteifigkeit N der Platte. Die Zusammenhänge zur Ermittlung dieser beiden Kennwerte werden zwei Versuchen entnommen.

- Zwei im Aufbau völlig identische Wabensandwichplatten werden auf die Größe zweier unterschiedlicher Prüfzylinder zugeschnitten und nach der vorab beschriebenen Methode

untersucht. Hierbei beträgt der Durchmesser des kleinen Prüfzylinders 161 mm, der des größeren 299 mm. Die Platten werden jeweils mit einem 20 mm größeren Durchmesser angefertigt, um eine Auflage am Rand des Prüfzylinders zu ermöglichen.

- Bei der Auswertung wird davon ausgegangen, dass sich die gemessene Gesamtverformung aus der Addition der Biegeverformung und der Schubverformung ergibt. Zwei Platten mit identischem Aufbau haben sowohl die gleiche Biegesteifigkeit wie die gleiche Schubsteifigkeit. Das Gleichsetzen der Biegesteifigkeit aus zwei Versuchen und der Schubsteifigkeit aus den gleichen Versuchen liefert schließlich die gesuchten Größen.

Bild 3.15 verdeutlicht das unterschiedliche Verformungsverhalten zweier im Aufbau identischen Prüfplatten an unterschiedlichen Prüfzylindern am Beispiel von GFK-W3:

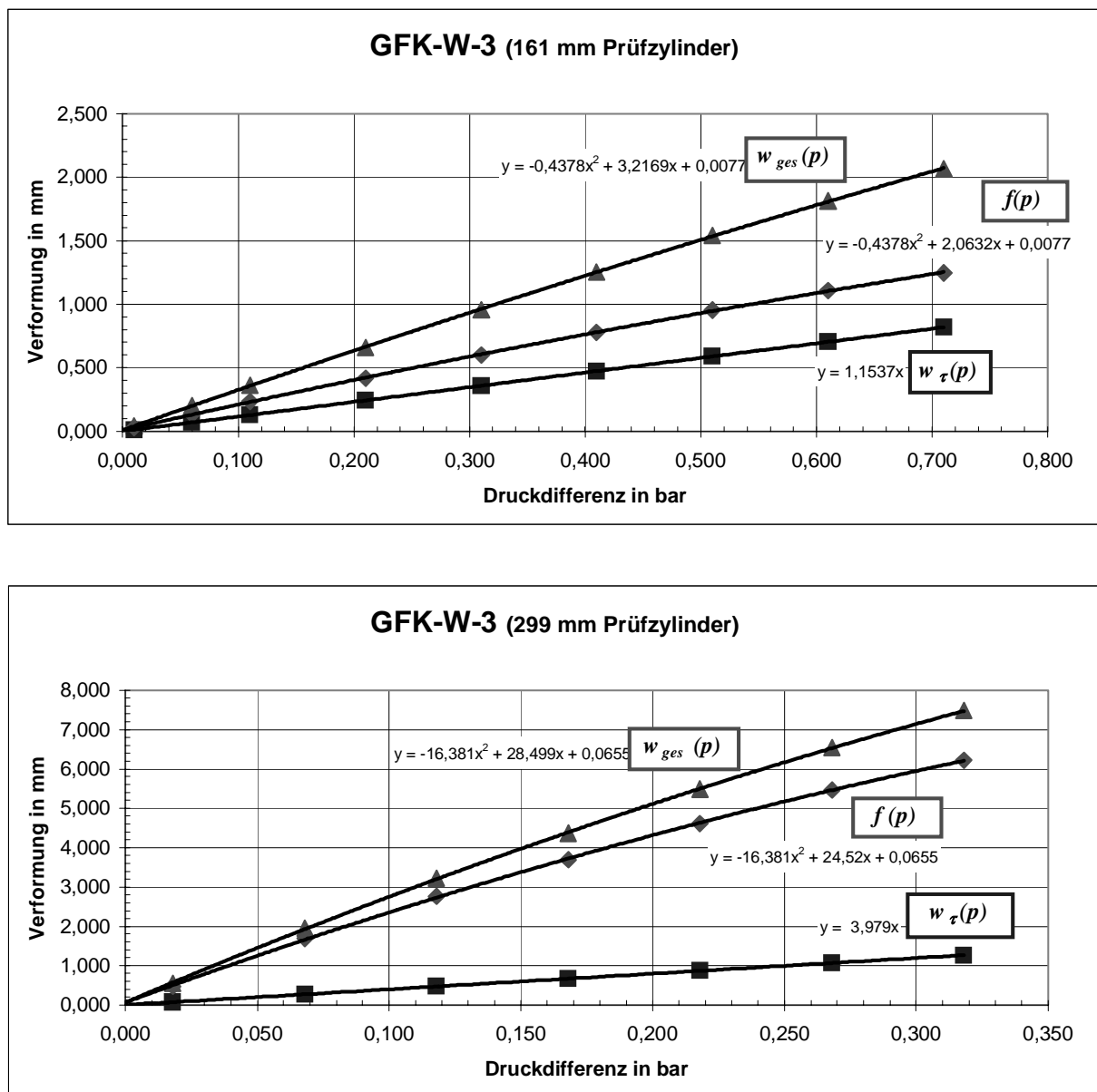


Bild 3.15: Verformungsverhalten der Platte GFK-W-3

Während auf dem kleinen Prüfzylinder die Schubverformung einen erheblichen Anteil an der Gesamtverformung hat, ist auf dem großen Prüfzylinder der Anteil der Schubverformung an der Gesamtverformung relativ gering. Das anhand von GFK-W-3 gezeigte Verformungsverhalten ist dabei charakteristisch für die untersuchten Platten.

3.5.3 Darstellung der Ergebnisse

Die Ergebnisse der Untersuchungen wurden in Tabellenform zusammengefasst. *Bild 3.16* zeigt die Eigenschaften der untersuchten GFK-Platten im Überblick:

ρ_{Faser}	=	2,6 g/cm ³	Faserdichte
ϕ_{Faser}	=	0,35 %	Faservolumenanteil
$E_{\text{GFK}}^{(3)}$	=	15.000 N/mm ²	vorgegebener E-Modul für GFK
ν	=	0,3	Querdehnzahl
G_{Wabe}	=	20,5 N/mm ²	Schubmodul der Wabe

Plattenaufbau						rechnerisch ermittelte Platteneigenschaften						experimentell ermittelte Platteneigenschaften						
Platten-Nr.	Flächengewicht	Wabendicke	Plattendicke	Gewebegewicht		$s_1^{(1)}$	$s_2^{(1)}$	κ	$d^{(2)}$	Gesamtdicke	Biegesteifigkeit ⁽⁴⁾	Biegesteifigkeit			spezifische Biegesteifigkeit	Schubmodul	Vergleich ⁽³⁾	
				Decklage 1	Decklage 2							A-Seite	B-Seite	groß				
	g/m ²	mm	mm	g/m ²	g/m ²	mm	mm		mm	Nm	Nm	Nm	Nm	Nm / (kg/m ²)	N/mm ²			
Alu, 3 mm	8.340	-	2,95	-	-				3		165	162		19,4				
GFK-W-1	1.517	6,85	7,50	290	290	0,32	0,32	3,00	7,17	7,49	135	139,5		92,0	18,3	3%		
GFK-W-2	1.482	6,85	7,40	290	290	0,32	0,32	3,00	7,17	7,49	135	136,5		92,2	16,0	1%		
GFK-W-2-g	1.479												136,5					
GFK-W-3	1.505	6,80	7,50	290	290	0,32	0,32	3,00	7,12	7,44	133	130,3		86,5	20,5	-2%		
GFK-W-3-g	1.505												130,0					
GFK-W-4	1.513	6,80	7,45	290	290	0,32	0,32	3,00	7,12	7,44	133	141,9		93,8	15,5	7%		
GFK-W-4-g	1.513												141,9					
GFK-W-5-A	1.415	6,85	7,35	290	290	0,32	0,32	3,00	7,17	7,49	135	111,9		79,5	21,3	-17%		
GFK-W-5-g	1.399												111,9					
GFK-W-5-B	1.415												123,1				87,0	
GFK-W-6-A	1.254	6,80	7,30	290	141	0,32	0,15	2,64	7,04	7,27	85	84,6		68,0	17,8	-1%		
GFK-W-6-g	1.233												84,6					
GFK-W-6-B	1.254												88,5				70,6	4%
GFK-W-7-A	1.151	6,90	7,30	290	116	0,32	0,13	2,45	7,12	7,35	76	66,6		57,9	15,2	-12%		
GFK-W-7-g	1.150												66,6					
GFK-W-7-B	1.151												59,7				51,8	-22%
GFK-W-8-A	1.069	6,90	7,25	290	80	0,32	0,09	2,03	7,10	7,31	57	45,8		42,8		-20%		
GFK-W-9-A	1.089	6,80	7,25	290	80	0,32	0,09	2,03	7,00	7,21	56	43,7		40,2	18,3	-21%		
GFK-W-9-B	1.089												21,1				19,4	-62%
GFK-W-10-A	1.014												6,80				7,20	290
GFK-W-10-B	1.014	17,0	16,8	-60%														
GFK-W-11-A	1.002	6,90	7,15	290	49	0,32	0,05	1,48	7,09	7,27	38	29,2		29,1	15,2	-23%		
GFK-W-11-B	1.002												13,4				13,4	-65%
GFK-W-12-A	1.002												6,80				7,10	290
GFK-W-12-B	1.002	10,2	10,2	-50%														
GFK-W-13	2.275	6,90	7,95	500	500	0,55	0,55	3,00	7,45	8,00	251	254,3		111,7	22,8	1%		
GFK-W-13-g	2.281												254,0					
GFK-W-14-A	2.198	6,90	7,80	500	500	0,55	0,55	3,00	7,45	8,00	251	244,4		110,6	19,5	-3%		
GFK-W-14-g	2.222												244,4					
GFK-W-14-B	2.198												261,0				118,8	4%
GFK-W-15-A	1.867	6,80	7,70	500	259	0,55	0,28	2,70	7,22	7,63	161	158,3		84,9	21,0	-2%		
GFK-W-15-g	1.862												158,3					
GFK-W-15-B	1.867												164,4				88,1	2%
GFK-W-16-A	1.856	6,80	7,60	500	259	0,55	0,28	2,70	7,22	7,63	161	147,1		79,2	21,0	-9%		
GFK-W-16-g	1.861												147,1					
GFK-W-16-B	1.856												157,6				84,9	-2%
GFK-W-17	1.737	12,75	13,30	290	290	0,32	0,32	3,00	13,07	13,39	449	472,1		271,0	14,4	5%		
GFK-W-17-g	1.748												472,1					
GFK-W-18-A	1.752	12,75	13,25	290	290	0,32	0,32	3,00	13,07	13,39	449	469,6		267,9	13,6	5%		
GFK-W-18-g	1.754												469,7					
GFK-W-18-B	1.752												471,1				268,9	5%

(1): rechnerisch ermittelte Decklagenstärke bei 35% Faservolumenanteil

(2): mittlere Dicke der Sandwichplatte

(3): Der Vergleich gibt die prozentuelle Abweichung der experimentellen Biegesteifigkeit vom rechnerischen Wert an

(4): rechnerisch ermittelte Biegesteifigkeit unter Einbeziehung des vorgegebenen E-Moduls für GFK

Bild 3.16: Experimentell ermittelte Kennwerte der GFK-Prüfplatten

Bild 3.16 stellt den Aufbau und die rechnerisch relevanten Eigenschaften der GFK-Prüfplatten sowie die Ergebnisse der experimentellen Untersuchungen dar. Bei den asymmetrischen Aufbauten wurden die Untersuchungen an den kleinen Platten von beiden Seiten durchgeführt. Der Versuch, bei welchem das auf der Platte vorlamierte Decklaminat 1 unter Druckbelastung beansprucht

wurde, erhielt dabei die Bezeichnung „-A“. Bei Platten mit deutlicher Asymmetrie ergaben sich zum Teil erhebliche Unterschiede in der Verformung in Abhängigkeit von der Belastungsrichtung. Versuche an großen Platten auf dem 299 mm-Prüfzylinder erhielten das Zusatzzeichen „-g“. Sie wurden stets auf der A-Seite durchgeführt. Bei jeweils einem Versuch mit zwei im Aufbau identischen Platten am kleinen und großen Prüfzylinder wurden Schub- bzw. Biegesteifigkeit für identische Platten gleichgesetzt, um wie vorab beschrieben die beiden überlagerten Verformungen separat betrachten zu können.

Die Vordimensionierung erfolgte unter Annahme eines Elastizitätsmodul von 15.000 N/mm² für quasiisotrope GFK-Deckschichten. Die in *Bild 3.16* sehr kompakte Darstellung wird im Folgenden erläutert:

Die Gesamtdarstellung der Ergebnisse in *Bild 3.16* ist in drei Blöcke untergliedert: Der erste Block zeigt den Aufbau der Platte, in *Bild 3.17* noch einmal exemplarisch für die ersten 4 Referenzplatten dargestellt. Die Bestimmung des Flächengewichtes erfolgte durch Wägung. Die Dicke des Wabenkernes und der Platte wurde vor bzw. nach der Herstellung der Platten gemessen. Es folgt die Angabe des Glasgewebe-Gesamtgewichtes für jede Decklage.

Der mittlere Bereich zeigt die rechnerisch ermittelten Platteneigenschaften, *Bild 3.18*. Mit s_1 und s_2 lassen sich die Decklagenstärken nach Formel (1) errechnen. Daraus wird der Steifigkeitserhöhungsfaktor κ ermittelt.

Während die Plattendicke „d“ die für das Sandwich relevante Berechnungsgröße ist, wird zusätzlich

Platten-Nr.	rechnerisch ermittelte Platteneigenschaften					
	$s_1^{(1)}$	$s_2^{(1)}$	κ	$d^{(2)}$	Gesamtdicke	Biegesteifigkeit ⁽⁴⁾
	mm	mm		mm	mm	Nm
GFK-W-1	0,32	0,32	3,00	7,17	7,49	135
GFK-W-2	0,32	0,32	3,00	7,17	7,49	135
GFK-W-2-g						
GFK-W-3	0,32	0,32	3,00	7,12	7,44	133
GFK-W-3-g						
GFK-W-4	0,32	0,32	3,00	7,12	7,44	133
GFK-W-4-g						

Bild 3.18: Rechnerisch ermittelte Platteneigenschaften

steifigkeit wurde bei asymmetrischen Plattenaufbauten für beide Belastungsrichtungen ermittelt. Für Plattenaufbauten, an denen die Untersuchungen nur an kleinen Platten durchgeführt wurden, ist eine Schubsteifigkeit von 18,3 N/mm² angenommen worden. Dieser Wert ergab sich als Durchschnitt aus allen übrigen Untersuchungen.

Plattenaufbau					
Platten-Nr.	Flächengewicht	Wabendicke	Plattendicke	Gewebegewicht	
				Decklage 1	Decklage 2
	g/m ²	mm	mm	g/m ²	g/m ²
GFK-W-1	1.517	6,85	7,50	290	290
GFK-W-2	1.482	6,85	7,40	290	290
GFK-W-2-g	1.479				
GFK-W-3	1.505	6,80	7,50	290	290
GFK-W-3-g	1.505				
GFK-W-4	1.513	6,80	7,45	290	290
GFK-W-4-g	1.513				

Bild 3.17: Plattenaufbau

noch die rechnerische Gesamtdicke der Platte angegeben. Auf Grund von Fertigungsungenauigkeiten unterscheidet sich diese zum Teil geringfügig von der gemessenen Plattendicke. Berücksichtigt wurden bei der Berechnung bereits die bei der Plattenherstellung gemessenen Abweichungen in der Wabenkernstärke. Dadurch ergeben sich bei der rechnerischen Gesamtdicke und der Biegesteifigkeit geringfügige Unterschiede bei sonst gleichem Plattenaufbau.

Der dritte Block zeigt die experimentell ermittelten Platteneigenschaften, *Bild 3.19*. Die experimentelle Biege-

Die spezifische Biegesteifigkeit ist auf das Flächengewicht der Platte bezogen und in der Praxis bedeutsam für die Auswahl eines konkreten Plattenaufbaus.

Aufschlussreich ist auch noch der Vergleich, bei dem hier angegeben wird, in wie weit die experimentellen Ergebnisse von den theoretisch errechneten Biegesteifigkeiten abweichen.

Auf ähnliche Weise werden die Ergebnisse der Untersuchungen an den CFK- und AFK-Platten dargestellt. Bei diesen Versuchen wurde allein der symmetrische Plattenaufbau CFK-W-1 bzw. AFK-W-1 an beiden Größen durchgeführt. Die weiteren Untersuchungen fanden an kleinen Platten statt. Um die Versuche auswerten zu können, wurde der Schubmodul aus dem Versuch des symmetrischen Aufbaus vorausgesetzt. Dieses ist bei der Beurteilung der Ergebnisse zu berücksichtigen.

Da es sich bei den Aufbauten der CFK- und AFK-Prüfplatten um Mischaufbauten handelt, gestaltet sich insbesondere eine Auswertung des Elastizitätsmoduls aus den Versuchsergebnissen deutlich komplizierter. Zwar hat die Glasgewebesicht bei der Verklebung zum Wabenkern in erster Linie eine Verbindungsfunktion zu erfüllen, die Untersuchungen an den GFK-Laminaten zeigten jedoch, dass der Traganteil dieser Kopplungsschicht keinesfalls zu vernachlässigen ist. Bei der rechnerischen Auslegung wurde nach dem Prinzip der Gleichmaßdehnung ein aus quasiisotropen Laminataufbauten von CFK und GFK bzw. von AFK und GFK mittlerer Elastizitätsmodul ermittelt. Dieses stellt in sich schon eine nicht unwesentliche Vereinfachung dar, da es sich zwar hier bei allen CFK und AFK-Laminaten um quasiisotrope Laminataufbauten handelt, eine einzelne Glasgewebesicht allerdings noch kein quasiisotropes Laminat ergibt. Eine weitere Problematik resultiert aus den ungleichen Deckschichten bei der Ermittlung des Steifigkeitserhöhungsfaktors κ . Im vorliegenden Fall weisen die Deckschichten nicht nur unterschiedliche Stärken, sondern auch unterschiedliche Elastizitäten auf. Diese zusätzliche Asymmetrie muss bei der Ermittlung von κ berücksichtigt werden. Daher wurde die Definition des Steifigkeitserhöhungsfaktor auf folgende Weise erweitert:

Statt des Dickenverhältnisses der Deckhäute s_2/s_1 wird das Steifigkeitsverhältnis der Deckhäute, welches sich aus dem Produkt aus Elastizitätsmodul und Decklagenstärke zusammensetzt, verwendet. Damit ergibt sich zur Ermittlung des Steifigkeitserhöhungsfaktors κ folgender Zusammenhang:

$$(31) \quad \kappa = 3 \cdot \frac{4 \cdot \frac{E_2 \cdot s_2}{E_1 \cdot s_1}}{\left(1 + \frac{E_2 \cdot s_2}{E_1 \cdot s_1}\right)^2}$$

Platten-Nr.	experimentell ermittelte Platteneigenschaften				
	Biegesteifigkeit		spezifische Biegesteifigkeit	Schubmodul	Vergleich ⁽³⁾
	A-Seite	B-Seite			
	Nm	Nm	Nm / (kg/m ²)	N/mm ²	
GFK-W-5-A	111,9		79,5	21,3	-17%
GFK-W-5-g					
GFK-W-5-B		123,1	87,0		-9%
GFK-W-6-A	84,6		68,0	17,8	-1%
GFK-W-6-g					
GFK-W-6-B		88,5	70,6		4%
GFK-W-7-A	66,6		57,9	15,2	-12%
GFK-W-7-g					
GFK-W-7-B		59,7	51,8		-22%

Bild 3.19: Experimentell ermittelte Platteneigenschaften

Bild 3.20 zeigt eine Zusammenfassung der Ergebnisse aus den Untersuchungen an den CFK- und AFK-Platten.

Kohlefaser-verstärkte Wabensandwichplatten

$\rho_{\text{Kohlefaser}}$	=	1,78 g/cm ³	Faserdichte Kohlefasern
$\rho_{\text{Glasfaser}}$	=	2,6 g/cm ³	Faserdichte Glasfasern
ϕ_{Faser}	=	0,35 %	Faservolumenanteil
$E_{\text{CFK}}^{(3)}$	=	36.600 N/mm ²	vorgegebener E-Modul für CFK
E_{GFK}	=	15.000 N/mm ²	vorgegebener E-Modul für GFK
ν	=	0,3	Querdehnzahl

Plattenaufbau								rechnerisch ermittelte Platteneigenschaften							experimentell ermittelte Platteneigenschaften			
Platten-Nr.	Flächen-Gewicht g/m ²	Waben- dicke mm	Platten- dicke mm	Gewebe Decklage 1		Gewebe Decklage 2		$S_1^{(1)}$ mm	$S_2^{(1)}$ mm	E_{ges} N/mm ²	κ	$d^{(2)}$ mm	Gesamt- dicke mm	Biege- steifig- keit ⁽⁴⁾ Nm	Biege- steifigkeit Nm	spezifische Biege- steifigkeit Nm / (kg/m ²)	Schub- modul N/mm ²	Vergleich ⁽⁵⁾
				CFK g/m ²	Glas g/m ²	CFK g/m ²	Glas g/m ²											
CFK-W-1-g	1.836	6,75	7,65	186	80	186	80	0,39	0,39	31.687	3,00	7,14	7,52	343	343	189,5	16,0	0,0%
CFK-W-1	1.780	6,75	7,65	186	80	186	80	0,39	0,39	31.687	3,00	7,14	7,52	343	343	189,5	16,0	0,0%
CFK-W-2	1.667	6,75	7,55	186	80	186	80	0,39	0,39	31.687	3,00	7,14	7,52	343	317	190,4	16,0	-7,4%
CFK-W-3	1.275	6,75	7,30	186	80	116	116	0,39	0,13	27.548	1,40	7,01	7,26	89	71	55,5	16,0	-20,7%
CFK-W-4	1.213	6,75	7,25	186	80	80	80	0,39	0,09	28.594	1,05	6,99	7,22	64	42	34,9	16,0	-33,7%

Aramidfaser-verstärkte Wabensandwichplatten

$\rho_{\text{Aramidfaser}}$	=	1,4 g/cm ³	Faserdichte Aramidfasern
$\rho_{\text{Glasfaser}}$	=	2,6 g/cm ³	Faserdichte Glasfasern
ϕ_{Faser}	=	0,35 %	Faservolumenanteil
$E_{\text{AFK}}^{(3)}$	=	16.050 N/mm ²	vorgegebener E-Modul für AFK
E_{GFK}	=	15.000 N/mm ²	vorgegebener E-Modul für GFK
ν	=	0,3	Querdehnzahl

Plattenaufbau								rechnerisch ermittelte Platteneigenschaften							experimentell ermittelte Platteneigenschaften			
Platten-Nr.	Flächen- Gewicht g/m ²	Waben- dicke mm	Platten- dicke mm	Gewebe Decklage 1		Gewebe Decklage 2		$S_1^{(1)}$ mm	$S_2^{(1)}$ mm	E_{ges} N/mm ²	κ	$d^{(2)}$ mm	Gesamt- dicke mm	Biege- steifig- keit ⁽⁴⁾ Nm	Biege- steifigkeit Nm	spezifische Biege- steifigkeit Nm / (kg/m ²)	Schub- modul N/mm ²	Vergleich ⁽⁵⁾
				AFK g/m ²	Glas g/m ²	AFK g/m ²	Glas g/m ²											
AFK-W-1-g	1.808	6,75	7,85	220	80	220	80	0,54	0,54	15.878	3,00	7,29	7,82	249	249	135,3	19,3	0,0%
AFK-W-1	1.869	6,75	7,85	220	80	220	80	0,54	0,54	15.878	3,00	7,29	7,82	249	249	135,3	19,3	0,0%
AFK-W-2	1.803	6,75	7,75	220	80	220	80	0,54	0,54	15.878	3,00	7,29	7,82	249	264	146,6	19,3	6,3%
AFK-W-3	1.263	6,75	7,45	220	80	116	116	0,54	0,13	15.710	1,80	7,08	7,41	86	69	54,8	19,3	-19,6%
AFK-W-4	1.345	6,75	7,45	220	80	80	80	0,54	0,09	15.755	1,39	7,06	7,37	63	46	34,3	19,3	-26,4%

(1): rechnerisch ermittelte Decklagenstärke bei 35% Faservolumenanteil

(2): mittlere Dicke der Sandwichplatte, vergl. Bild 2.77

(3): rückgerechneter E-Modul aus experimentell berechneter Biegesteifigkeit der symmetrischen Platte

(4): rechnerisch ermittelte Biegesteifigkeit unter Einbeziehung vorgegebener E-Moduli

(5): Der Vergleich gibt die prozentuelle Abweichung der experimentellen Biegesteifigkeit vom rechnerischen Wert an. Dabei wurde der unter (3) errechnete Elastizitätsmodul am Versuch 1 "kalibriert".

Bild 3.20: Experimentell ermittelte Kennwerte der CFK- und AFK-Prüfplatten

3.5.4 Bewertung der Ergebnisse

Die Ergebnisse der experimentellen Untersuchungen zeigen gute Übereinstimmungen mit den theoretischen Überlegungen. Da hier ein neues Prüfverfahren zur Anwendung kam, ist es wichtig zu bemerken, dass trotz des sehr einfachen Prüfaufbaus eine gute Reproduzierbarkeit der Versuche gewährleistet ist und sich bei Wiederholungen von Versuchen in allen Fällen um weniger als 3% unterschieden. Dabei ist das Verfahren bei konstruktiver Verbesserung des Prüfzylinders, einer Verbesserung der Abdichtung und letztlich durch Verwendung hochwertiger Messtechnik in seiner Genauigkeit noch optimierbar. Für die im Rahmen dieser Arbeit zu ermittelnden Kennwerte und für viele praxisrelevante Anwendungen ist das Verfahren aber selbst in der jetzigen Ausführung schon als hinreichend präzise zu bezeichnen. Untersuchungen an einer Aluminiumplatte als Referenz ergaben Abweichungen von knapp 2%, die im Rahmen der Messgenauigkeit bzw. auch innerhalb der Toleranz der Werkstoffangaben liegen. Die sich ergebenden Ungenauigkeiten setzen sich zusammen aus produktionstechnischen Abweichungen der Platten zzgl. der Ungenauigkeiten des Prüfverfahrens. Dabei ist außerdem noch zu bemerken, dass zur Ermittlung eines Kennwertes stets zwei Messungen auszuwerten waren und als weitere ebenfalls mit Ungenauigkeiten behaftete Größe der Schubmodul zu berücksichtigen war.

3.5.4.1 GFK-Wabensandwichplatten

Für die als Referenzplatten identisch aufgebauten Platten GFK-W-1 bis GFK-W-4 ergaben sich bei den spezifischen Flächengewichten bei im Aufbau identischen Platten Abweichungen untereinander von bis zu 2,5%. Das ist im Rahmen von Platten, die im Handlaminierverfahren hergestellt werden, bereits sehr gering, da Gewichtsschwankungen im Handlaminierverfahren durchaus 5% und mehr betragen können.

Die experimentell ermittelten Biegesteifigkeiten differieren um bis zu 8,2%, wobei ein Durchschnittswert von 137 Nm erreicht wird. Deutliche Schwankungen von nahezu 25% zeigen sich beim Schubmodul. Unter Annahme eines Elastizitätsmoduls der GFK-Deckschichten von 15.000 N/mm² wird eine gute Übereinstimmung zwischen Berechnung und Versuch erzielt. Der Vergleich zwischen Experiment und Berechnung in der letzten Spalte zeigt für die Referenzplatten Abweichungen von -2% bis +7%. Auffällig sind die deutlichen Schwankungen beim Schubmodul, die sich auch für die gesamte Versuchsreihe fortsetzen, siehe *Bild 3.32*. Ein Zusammenhang zwischen unterschiedlichem spezifischen Flächengewicht und den jeweiligen Unterschieden der Versuchsergebnisse ist nicht erkennbar. In *Bild 3.21* sind die wichtigsten Ergebnisse für die Referenzplatten graphisch dargestellt.

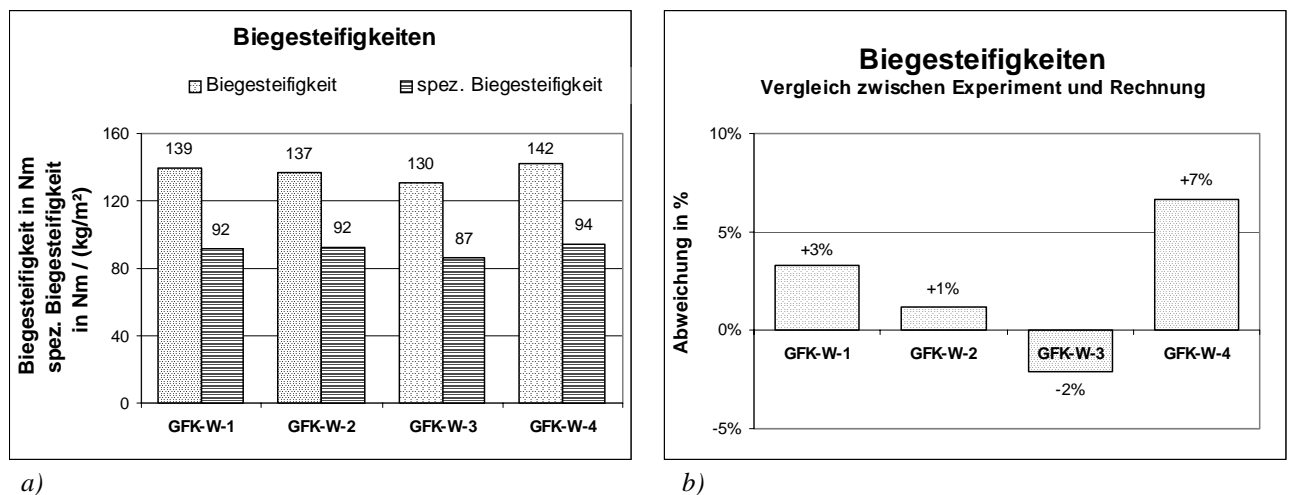


Bild 3.21 a), b): Ergebnisse für die Referenzplatten

Eine deutlich geringere Biegesteifigkeit ergab sich bei der Platte GFK-W-5. Sie weist nominal den gleichen Aufbau wie die Referenzplatten auf. Der Unterschied besteht hier darin, dass das Decklaminat 2 auf Folie vorlaminieren und „nass in Nass“ mit dem Wabenkern verklebt wurde. Eine verminderte Biegesteifigkeit war hier wegen der sichtbaren Ondulation der Decklage 2 zu erwarten. Durch diese für Schalenbauteile sehr praxisnahe Herstellmethode wird allerdings auch in geringem Maße Gewicht eingespart, so dass die verminderte Biegesteifigkeit bei der spezifischen Biegesteifigkeit viel weniger erkennbar ist. Bild 3.22 zeigt die Eigenschaften der Platte GFK-W-5 im Vergleich zu den Durchschnittswerten der Referenzplatten.

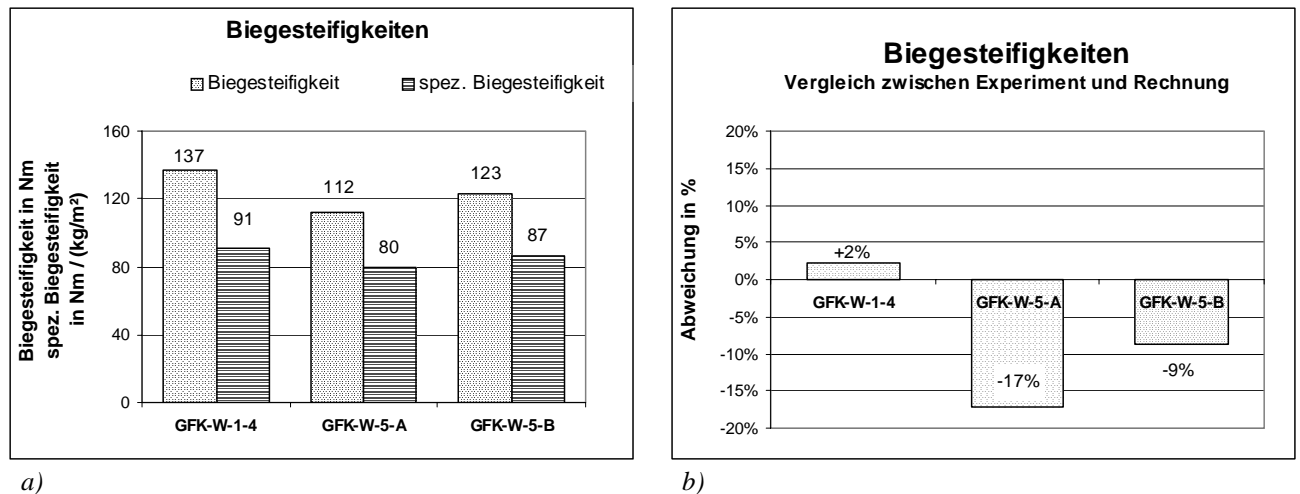


Bild 3.22 a), b): Vergleich zwischen den Ergebnissen GFK-W-5 und denen der Referenzplatten

Interessanter Weise fällt die Biegesteifigkeit des B-Versuches, bei dem das Decklaminat 2 auf Druck beansprucht wird, deutlich höher aus als beim A-Versuch. Das war so nicht zu erwarten. Bild 3.23 zeigt hier den Unterschied zwischen beiden Versuchsseiten.

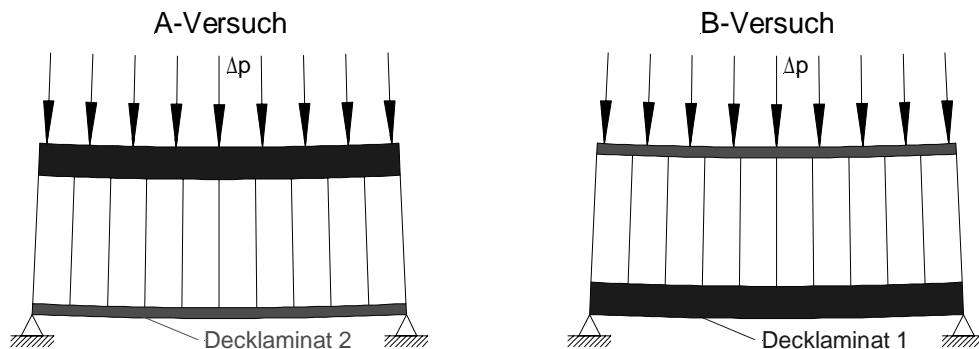


Bild 3.23: A- und B-Versuche bei Sandwichplatten mit asymmetrischem Aufbau

Die Besonderheit, dass die Biegesteifigkeit des B-Versuches höher ausfiel als die des A-Versuches, war bei den Platten GFK-W-5, 6, 14, 15, 16, und 18 festzustellen. Bei all diesen Versuchen trat beim B-Versuch keine lokale Instabilität auf der Druckseite in Form von Beulerscheinungen der Deckhaut innerhalb der Sechseckzelle auf.

Ab Platte GFK-W-6 wurde die Stärke des Decklaminates 2 systematisch reduziert, wobei der Aufbau und die Herstellung von Decklaminat 1 beibehalten wurden. Bei GFK-W-6 bestand das Decklaminat 2 aus einem quasiisotropen Aufbau zweier Glasgewebelagen mit 58 g/m² Flächengewicht, die vorlaminieren und nach dem Aushärten unter Verwendung einer sehr dünnen Kopplungsschicht aus Glasgewebe von 25 g/m² mit der Wabe verklebt wurden. Bei einem κ -Wert des Aufbaus von 2,64 ist eine gute Übereinstimmung zwischen experimentell und rechnerisch

ermittelter Biegesteifigkeit festzustellen. Instabilitätserscheinungen traten hier beim B-Versuch noch nicht auf. Es zeigt sich hingegen beim B-Versuch eine um ca. 5% höhere Biegesteifigkeit als beim A-Versuch, *Bild 3.24*. In der Praxis hatte sich bisher schon die Erfahrung etabliert, dass bei der Verwendung der mit 3,2 mm kleinsten Wabenzellen eine quasiisotrope Deckhaut aus Glasgewebe von etwas mehr als 100 g/m² erforderlich ist, um Telegraphing-Effekte und Instabilitätserscheinungen vermeiden zu können. Versuch GFK-W-6 bestätigte diese Erfahrung.

Bei den Versuchen GFK-W-7 bis GFK-W-12 wurde die Belegung von Decklaminat 2 immer weiter reduziert und das Decklaminat stets auf einer Folie vorlaminiert und „nass in Nass“

mit dem Wabekern verklebt. Bereits an den Prüfplatten zeigte sich eine deutlich erkennbare Ondulation der sehr dünnen Deckhäute. Deren Ausprägung hängt allerdings in starkem Maße von



Bild 3.25: Telegraphing - optisches Abzeichnen der Wabekernstruktur durch die Deckhäute

Gesamtverformung sehr gering, so dass Änderungen im Schubmodul hier keine größeren Veränderungen bewirkten. Die *Bilder 3.26 bis 3.28* stellen die Ergebnisse der Versuche GFK-W-7 bis -12 dar. Während es sich bei GFK-W-7 als einzigem der hier gezeigten Versuche noch um einen quasiisotropen Aufbau von Decklaminat 2 handelt, besteht bei den anderen Platten dieses Decklaminat nur noch aus einer einzigen, dünnen Gewebelage. Bei dem Vergleich zwischen Experiment und Berechnung fallen die im Experiment ermittelten Steifigkeiten deutlich geringer aus. Die Instabilitätserscheinungen beim B-Versuch machen sich dabei mit bis zu 65% geringerer Biegesteifigkeit gegenüber der Rechnung bemerkbar. Auffällig ist allerdings eine scheinbare Erhöhung der Biegesteifigkeit bei Versuch GFK-W-12-A. Dieses Ergebnis ist allerdings kritisch zu beurteilen, da das Decklaminat 2 - bedingt durch den Aufbau aus nur einer Lage 25 g/m²-Glasgewebe - relativ harzreich ist und der vorgegebene Faservolumenanteil von 35% bei diesem Gewebe nicht mehr erreicht wird. Bei derartigen Laminaten kann der Traganteil des Harzes nicht mehr vernachlässigt werden.

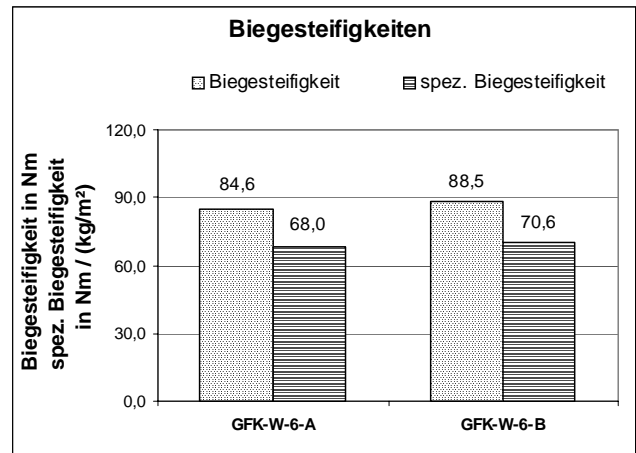


Bild 3.24: Biegesteifigkeiten GFK-W-6

der Elastizität der Trägerfolie sowie der Vakuumfolie ab, die zur Herstellung der Bauteile verwendet werden. Damit kann dieser Effekt in Abhängigkeit von den produktionsspezifischen Gegebenheiten unterschiedlich ausfallen. Im vorliegenden Fall wurde sowohl für die Trägerfolie als auch die Vakuumfolie handelsübliche PE-Folie in einer Stärke von 50 µm verwendet.

Die Durchführung der Versuche GFK-W-8 bis GFK-W-12 erfolgte nur an den kleinen Platten. Dabei wurde der durchschnittliche Schubmodul des Wabekernes von 18,3 N/mm² angenommen, der sich als Mittelwert aus allen übrigen Versuchen ergab. Da es sich bei diesen Platten um relativ biege weiche Platten handelte, war der Anteil der Schubverformung an der

Die Bilder 3.26 bis 3.28 zeigen die Zusammenfassung der Ergebnisse aus diesen Versuchen an Platten mit extrem dünner Decklage 2.

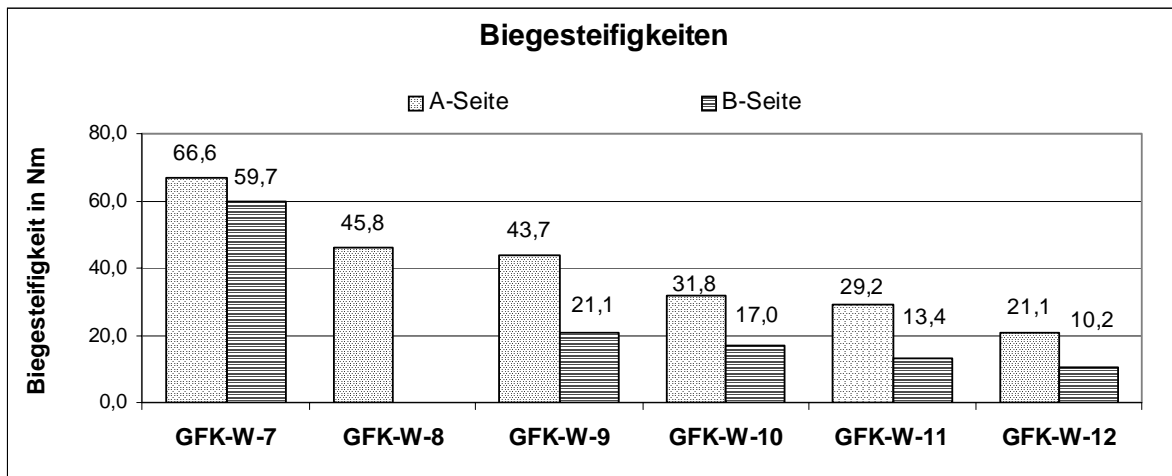


Bild 3.26: Biegesteifigkeiten der Versuche GFK-W-7 bis -12

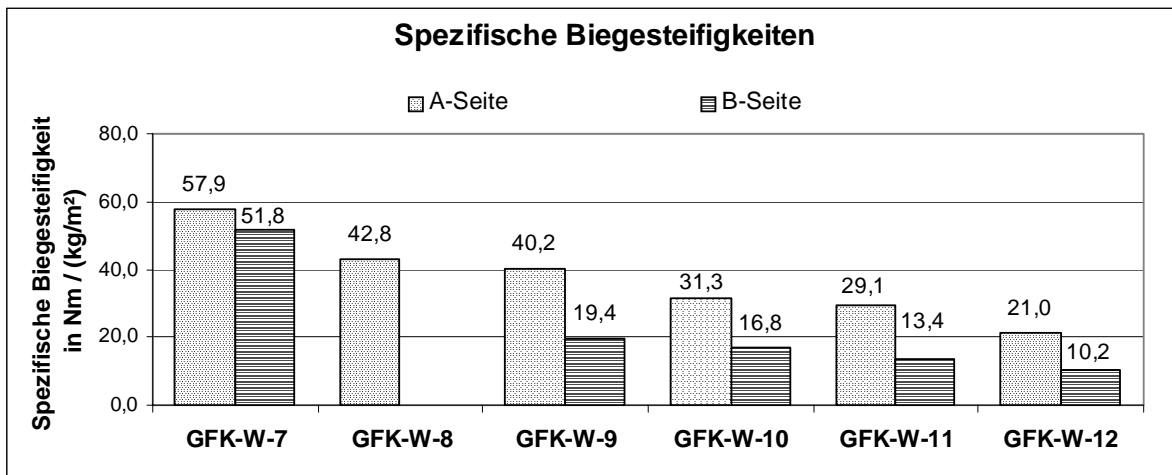


Bild 3.27: Spezifische Biegesteifigkeiten der Versuche GFK-W-7 bis -12

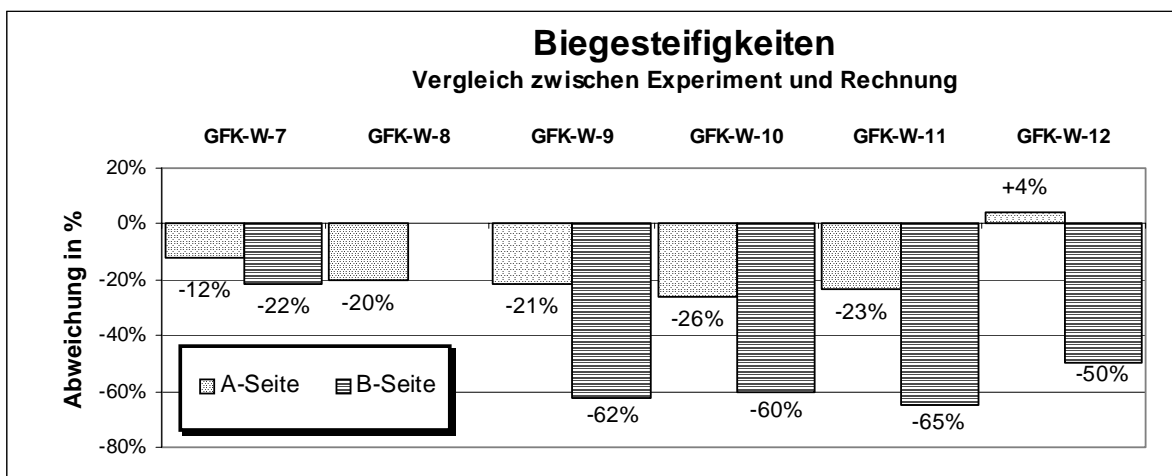


Bild 3.28: Vergleich zwischen Experiment und Rechnung für die Versuche GFK-W-7 bis -12

Bei Betrachtung der hier zusammengefassten Versuchsergebnisse zeigt sich deutlich, dass für das Decklaminat 2, welches bei Schalenkonstruktionen in der Regel das innere Decklaminat darstellt, ein Aufbau von zwei dünnen Gewebelagen mit einem Flächengewicht über zusammen 100 g/m^2 wie bei GFK-W-7 höhere Steifigkeitswerte liefert als nur einlagige Aufbauten mit dünnen Geweben. Zwar ist der Aufbau mit einem vorlaminieren Gewebe wie bei Versuch GFK-W-6 dem noch deutlich überlegen, doch diese Vorgehensweise ist in der Praxis nur bei ebenen oder eindimensional gewölbten Schalenbauteilen möglich. Bei Freiformflächen ist ein ausgehärtetes inneres Decklaminat produktionstechnisch kaum realisierbar.

Für die Versuche GFK-W-13 bis GFK-W-16 wurde der Aufbau für Decklaminat 1 verdoppelt. Bei zunächst symmetrischem Plattenaufbau mit Versuch GFK-W-13 war nahezu eine Verdopplung der Biegesteifigkeit gegenüber den Referenzversuchen festzustellen. GFK-W-14 stellt bei wiederum gleichem Laminataufbau die Variante mit der „nass in nass“ verklebten Deckschicht 2 dar. Trotz der relativ dicken Decklage 2 waren deutliche Telegraphing-Effekte zu erkennen. Bei nur wenig geringerer Biegesteifigkeit des A-Versuches ist die höhere Steifigkeit des B-Versuches gegenüber dem Versuch GFK-W-13 nicht ohne weiteres zu erklären. Die Unterschiede sind allerdings relativ gering. Zu bemerken ist jedoch, dass - wie sich auch in den anderen Versuchen zeigte - die Telegraphing-Effekte bei zunehmender Stärke der Decklagen geringeren Einfluss auf eine Verminderung der Steifigkeit haben. Bei den Versuchen GFK-W-15 und GFK-W-16 wurde im Vergleich zu den vorherigen Versuchen der Glasgewebeanteil in Decklage 2 halbiert. Beim letzteren Versuch wurde Decklaminat 2 wiederum „nass in nass“ verklebt. Auffällig bei beiden Versuchen ist wieder eine höhere Biegesteifigkeit bei dem B-Versuch. Erwartungsgemäß fallen die Werte bei Versuch GFK-W-16 deutlich niedriger aus. Eine Zusammenfassung der Ergebnisse aus den Versuchen GFK-W-13 bis -16 geben die *Bilder 3.29* und *3.30*.

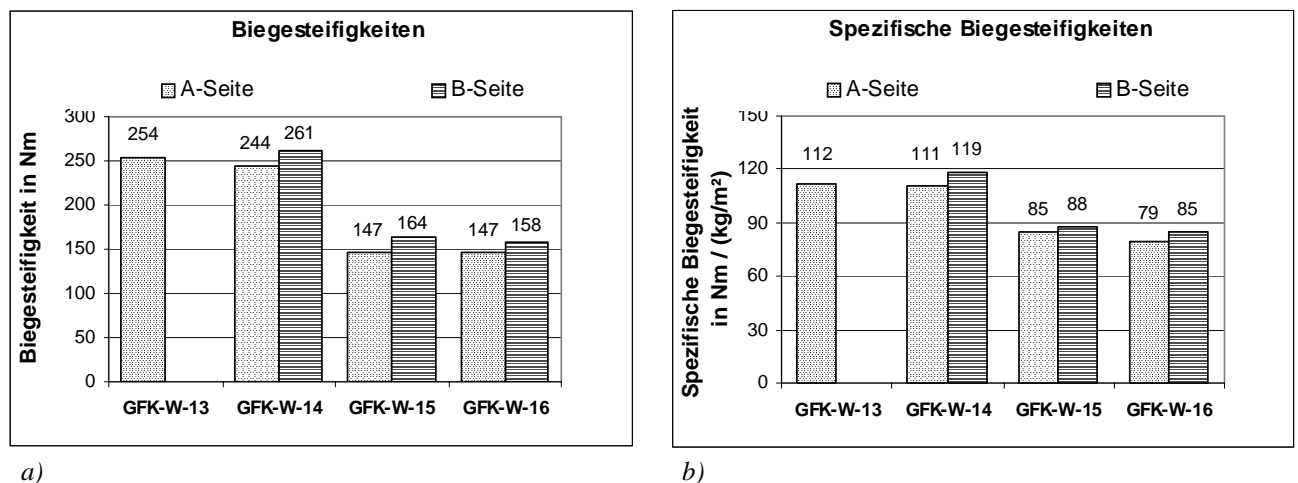
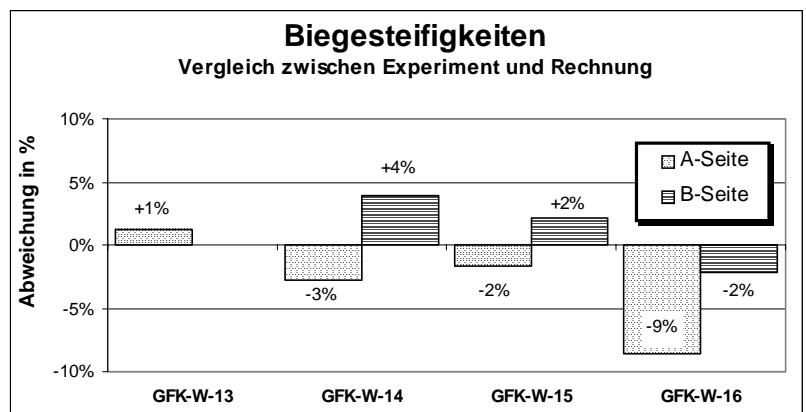


Bild 3.29 a), b): Biegesteifigkeiten der Versuche GFK-W-13 bis -16.

Bild 3.30: Vergleich zwischen Experiment und Rechnung für die Versuche GFK-W-13 bis -16.



Die Versuche GFK-W-17 und -18 stellen abschließend eine Variation der Wabenkernstärke dar. Als Aufbau der Decklaminat wurde der Aufbau der Referenzversuche gewählt, wobei wiederum GFK-W-17 den völlig symmetrischen Aufbau und GFK-W-18 den Plattenaufbau mit „nass in Nass“ verklebtem Decklaminat 2 darstellt. Die ermittelten Biegesteifigkeiten sind erwartungsgemäß die höchsten aus der gesamten Versuchsreihe. Auch die gewichtsspezifische Biegefestigkeit erreicht die höchsten Werte. Hier zeigt sich, dass eine Erhöhung der Biegesteifigkeit am besten durch Erhöhung der Kernstärke erreicht wird, was aufgrund der mechanischen Zusammenhänge leicht zu erklären ist. Die gewichtsspezifischen Biegesteifigkeiten liegen dabei sogar noch deutlich höher als die der CFK-Versuche mit dünnerem Wabenkern. Alle Werte dieser beiden Versuche liegen so dicht zusammen, dass eine Interpretation der Werte untereinander hinfällig ist. *Bild 3.31* gibt einen Überblick über die Ergebnisse der Versuche GFK-W-17 und -18.

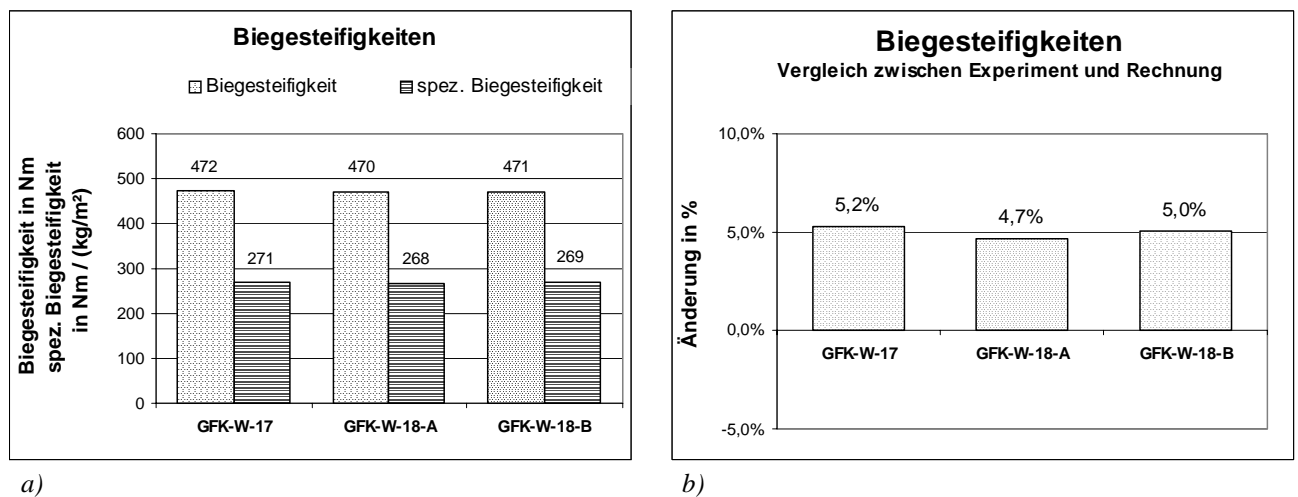


Bild 3.31 a), b): Biegesteifigkeiten der Versuche GFK-W-17 bis -18.

Auffällig ist der bei diesen Versuchen relativ geringe Schubmodul. Es werden die geringsten Werte aus der gesamten Versuchsreihe erreicht, obwohl nominell der gleiche Wabenkernwerkstoff verwendet wurde, *Bild 3.32*.

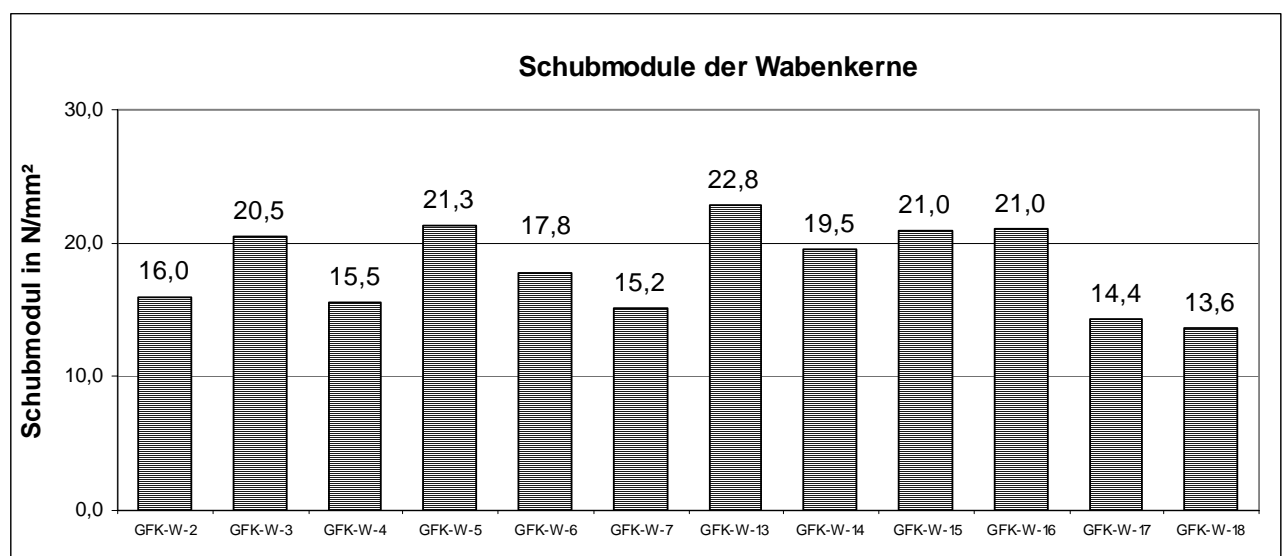


Bild 3.32: Im Rahmen der Untersuchungen an GFK-Wabensandwichplatten ermittelte Schubmodule der Wabenkerne.

Erklärt werden kann ein geringer Schubmodul der dickeren Wabensandwichplatten GFK-W-17 und -18 bei Betrachtung der Verbindung von Wabenkern und Deckhaut: Bei Ausbildung einer Kehlnahtverklebung versteift die Klebnaht den relativ dünnen Wabensteg nicht unerheblich, *Bild 3.33*. Je dicker der Wabenkern bei gleicher Kehlnahtausbildung ist, desto größer ist der Anteil des Wabensteiges, der nicht durch die Kehlnahtverklebung versteift wird. Auf diese Weise ist ein scheinbar abnehmender Schubmodul der Wabe bei zunehmender Wabenkernstärke zu erklären. Gleichzeitig kann durch Schwinden der Harzansammlung am Wabensteg das als "Telegraphing" bezeichnete Abzeichnen der Wabenkernstruktur durch die Deckhaut hindurch hervorgerufen werden.

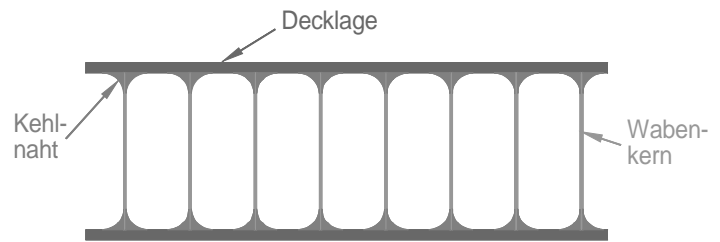


Bild 3.33: Kehlnahtausbildung

Hervorzuheben ist hier jedoch, dass der im Rahmen dieser Untersuchungen ermittelte Schubmodul nicht mit dem angegebenen Schubmodul der Wabenkernhersteller vergleichbar ist, da es sich hierbei um verschiedene Lastfälle handelt. Die Herstellerangaben beziehen sich auf das Prüfverfahren nach DIN 53 294, bei dem der Kern durch Schub in der Ebene der Deckhäute belastet wird. Im vorliegenden Anwendungsfall wird der Wabenkern senkrecht zu den Deckhäuten auf Schub belastet. Die dabei ermittelten Werte lagen im Durchschnitt um die Hälfte unter den Werten der nach DIN 53 294 angegebenen Schubsteifigkeitswerte. Hier zeigt sich eine richtungsabhängige Eigenschaft von Wabenkernen und Wabenkernverbunden, die bislang noch nicht systematisch untersucht wurden und zu denen weitere Angaben über Werkstoffkennwerte bislang noch nicht verfügbar sind.

3.5.4.2 CFK-Wabensandwichplatten

Für die Kohlefaser- und Aramidfaser-verstärkten Wabensandwichplatten wurden allein die Versuche CFK-W-1 und AFK-W-1 am kleinen und großen Prüfzylinder durchgeführt. Der dabei ermittelte Schubmodul wurde dann für die weiteren Untersuchungen der Versuchsreihe vorausgesetzt. Dieses stellt eine nicht unwesentliche Vereinfachung dar, weshalb die absoluten Werte auch kritisch zu beurteilen sind. Aufschlussreich sind jedoch auch die Tendenzen, die sich aus diesen beiden Versuchsreihen aufzeigen lassen. Die Übereinstimmung des Versuchsergebnisses aus Versuch CFK-W-1 mit der Berechnung ergibt sich zwangsläufig, da aus diesem Versuch der für die Messreihe verwendete Elastizitätsmodul der CFK-Deckschicht ermittelt wurde. Für die Glaslagen wurde wieder ein Elastizitätsmodul von 15.000 N/mm² angenommen. Für CFK wurde ein Elastizitätsmodul von 36.600 N/mm² ermittelt.

Beim Versuch CFK-W-2 wurde bei im Übrigen gleichen Aufbau zu CFK-W-1 wieder das Decklaminat 2 „nass in nass“ verklebt. Dabei fiel die Biegesteifigkeit um 7,4% geringer aus. Da in gleichem Maße aber auch das

Plattenaufbau		experimentell ermittelte Platteneigenschaften			
Platten-Nr.	Flächen-Gewicht	Biege-steifigkeit	spezifische Biege-steifigkeit	Schub-modul	Vergleich ⁽⁵⁾
	g/m ²	Nm	Nm / (kg/m ²)	N/mm ²	
CFK-W-1-g	1.836	343	189,5	16,0	0,0%
CFK-W-1	1.780				
CFK-W-2	1.667	317	190,4	16,0	-7,4%
CFK-W-3	1.275	71	55,5	16,0	-20,7%
CFK-W-4	1.213	42	34,9	16,0	-33,7%

Bild 3.34: Ergebnisse der Untersuchungen an den CFK-Wabensandwichplatten

Flächengewicht der Platte reduziert wurde, ergibt sich eine nahezu identische spezifische Biegesteifigkeit. Bei den Versuchen CFK-W-3 und -4 wurden analog zu den Versuchen GFK-W-7 und -8 sehr dünne GFK-Deckschichten für Decklaminat 2 verwendet. Die Kombination derart unterschiedlicher Deckschichten ist zwar nicht für Bauteile geeignet, deren Anforderungen an die Maßhaltigkeit hoch sind, für Schalen- und Karosseriebauteile wurde eine derartige Kombination allerdings schon häufiger verwendet. Es ergeben sich relativ geringe κ -Werte, und wie bei den Untersuchungen an den GFK-Platten liegen die Biegesteifigkeiten bei derart dünnen Decklaminaten mit deutlichen Telegraphing-Erscheinungen erheblich unter den rechnerischen Werten. Zu bemerken ist außerdem noch, dass bei den CFK-Untersuchungen die Kohlefaser-Decklaminat luftdurchlässig waren. Dieses erschwerte die Versuchsdurchführung erheblich und führte auch zu einer wesentlich schlechteren Reproduzierbarkeit der einzelnen Versuche. Daher sind die absoluten Werte dieser Versuchsreihe kritisch zu betrachten. Die Ergebnisse der experimentellen Untersuchungen an den CFK-Platten werden in *Bild 3.35* dargestellt.

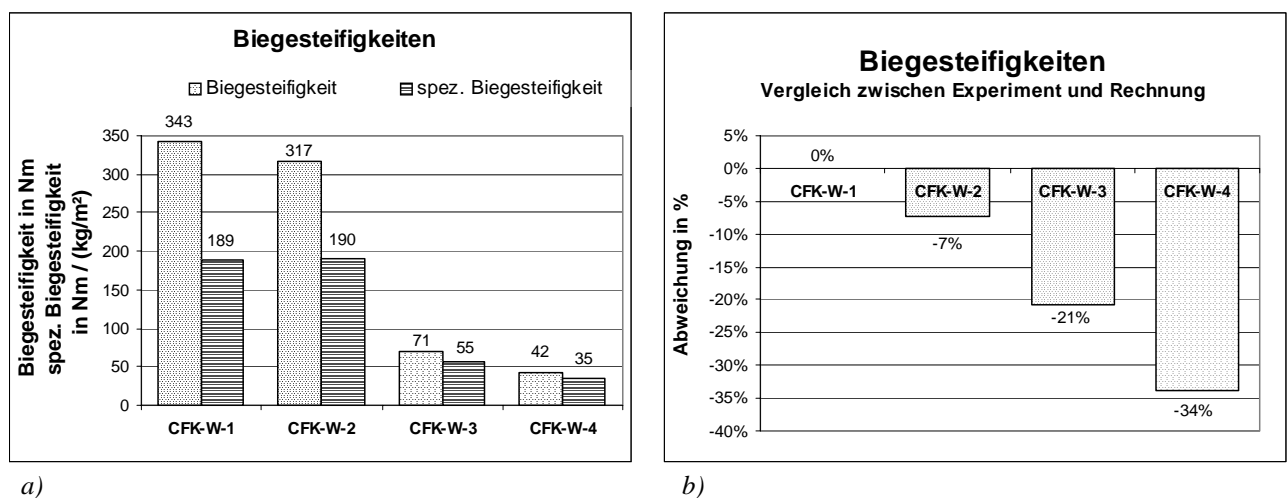


Bild 3.35 a), b): Biegesteifigkeiten der Versuche an CFK-Wabensandwichplatten

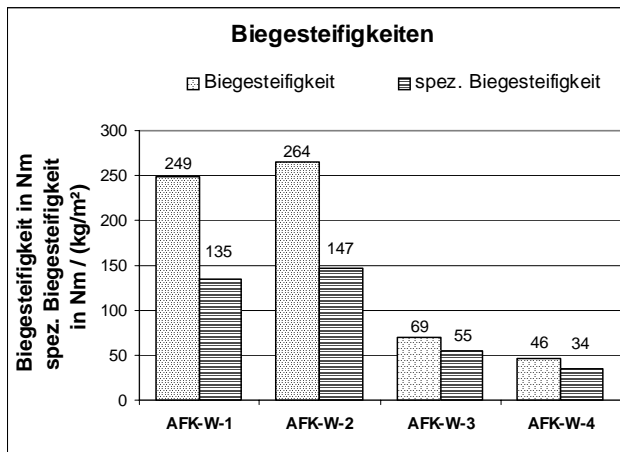
3.5.4.3 AFK-Wabensandwichplatten

Die Vorgehensweise bei den Untersuchungen an den AFK-Wabensandwichplatten war analog zu der vorherigen Versuchsreihe mit den CFK-Platten. Die um 6,3% höhere Biegesteifigkeit von Versuch AFK-W-2 gegenüber Versuch -1 ist nicht nachvollziehbar. Hier ist aber auch die oben erwähnte Vereinfachung bei der Übertragung des an Versuch -1 ermittelten Schubmoduls auf die weiteren Versuche zu berücksichtigen. Wie zu erwarten war, ergibt sich eine deutliche Abnahme der Biegesteifigkeit bei den dünnen GFK-Deckschichten an Decklaminat 2 bei den Versuchen AFK-W-3 und -4.

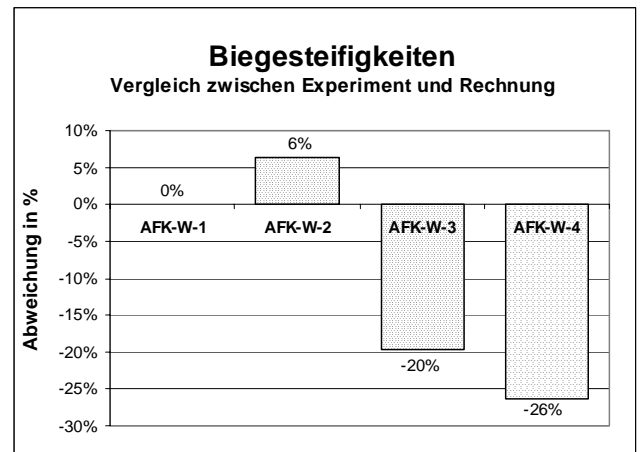
Bei Versuch 1 wurde ein Elastizitätsmodul für die AFK-Deckschichten von 16.050 N/mm² ermittelt, der damit nur gering über den Werten von GFK liegt. *Bild 3.37* stellt die Ergebnisse der Untersuchungen an den AFK-Wabensandwichplatten graphisch dar.

Plattenaufbau		experimentell ermittelte Platteneigenschaften			
Platten-Nr.	Flächen-Gewicht	Biege-steifigkeit	spezifische Biege-steifigkeit	Schub-modul	Vergleich ⁽⁵⁾
	g/m ²	Nm	Nm / (kg/m ²)	N/mm ²	Experiment / Rechnung
AFK-W-1-g	1.808	249	135,3	19,3	0,0%
AFK-W-1	1.869				
AFK-W-2	1.803	264	146,6	19,3	6,3%
AFK-W-3	1.263	69	54,8	19,3	-19,6%
AFK-W-4	1.345	46	34,3	19,3	-26,4%

Bild 3.36: Ergebnisse der Untersuchungen an den AFK-Wabensandwichplatten



a)

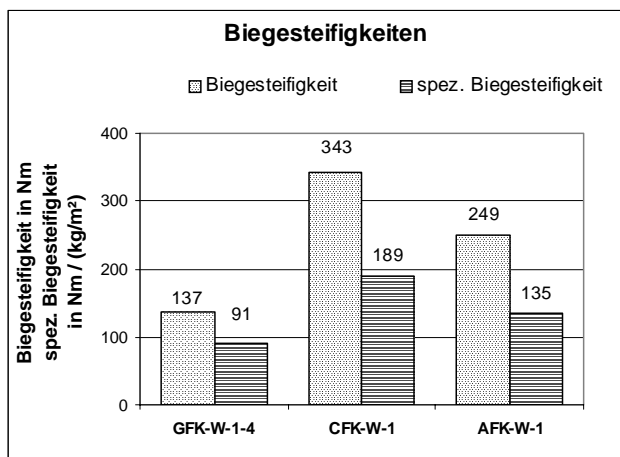


b)

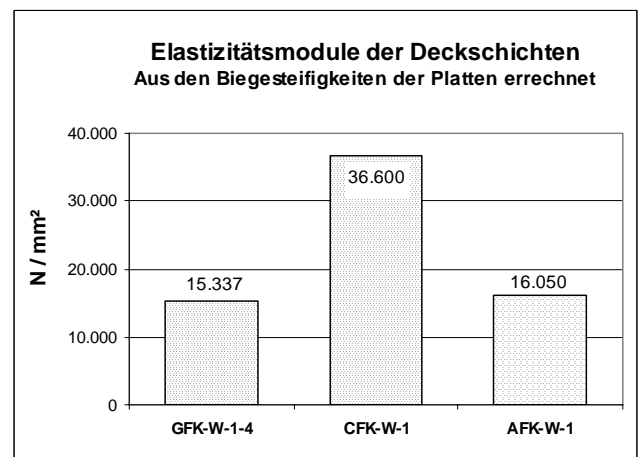
Bild 3.37 a), b): Biegesteifigkeiten der Versuche an AFK-Wabensandwichplatten

3.5.4.4 Vergleich zwischen den GFK-, CFK- und AFK-Wabensandwichplatten

Ein Vergleich der unterschiedlichen Deckschichtwerkstoffe bei vergleichbarem Plattenaufbau zeigt erwartungsgemäß die höchsten Biegesteifigkeiten an den CFK-Wabensandwichplatten, Bild 3.38. Für die praktische Anwendungen bedeutsam ist insbesondere die Angabe der Elastizitätsmodule, die in Bild 3.38 b) aus den Biegesteifigkeiten errechnet wurden. Die Angaben für die Elastizitätsmodule der CFK- und AFK-Deckschichten beziehen sich dabei allein auf den CFK-, bzw. AFK-Faseranteil. Für die GFK-Kopplungsschicht wurden unter Annahme des Elastizitätsmodul von 15.000 N/mm² gleiche Dehnungen im Laminat vorausgesetzt.



a)



b)

Bild 3.38 a), b): Biegesteifigkeiten bei unterschiedlichen Faserwerkstoffen der Deckschichten

Vergleicht man die Biegesteifigkeiten mit denen der Untersuchungen GFK-W-17 und -18, Bild 3.39, so wird jedoch deutlich, dass eine höhere Biegesteifigkeit wesentlich effektiver und auch gewichtsspezifisch günstiger durch eine Erhöhung der Wabenkernstärke als durch die Versteifung der Decklagen erzielt werden kann. Ein dickerer Wabenkern führt bei Belastung senkrecht zur Plattenebene weiterhin zu einer Erhöhung der Schubsteifigkeit der Sandwichplatte. Das ist bedeutsam, da, wie hier deutlich wurde, die Schubverformungen in solchen Belastungsfällen einen erheblichen Anteil an der Gesamtverformung haben können.

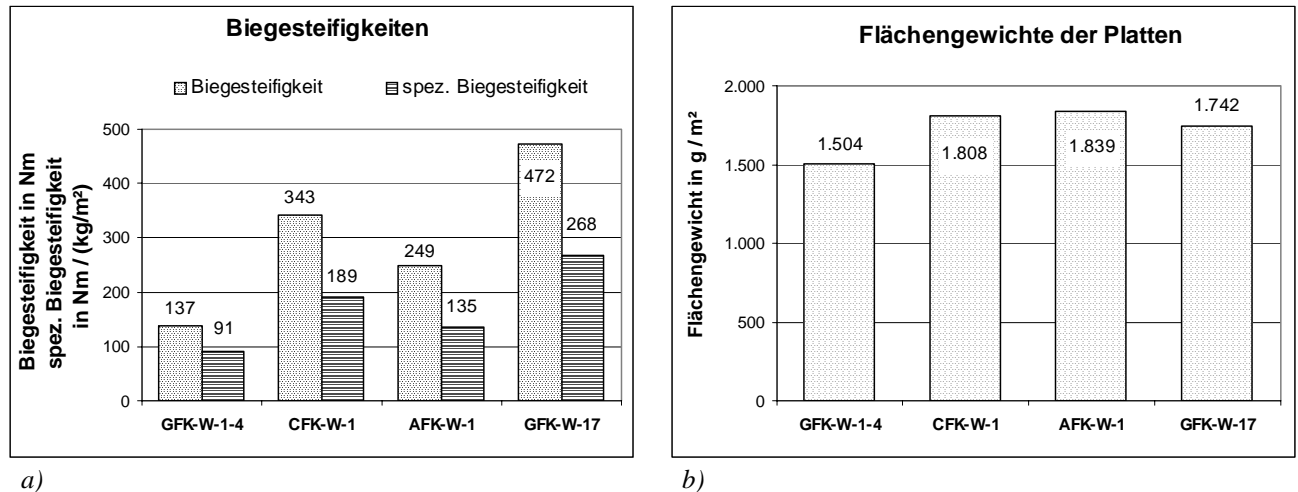


Bild 3.39 a), b): Biegesteifigkeiten und Flächengewichte bei unterschiedlichen Wabenkernstärken

Die Platte GFK-W-17 erzielt bei 4% geringerem Flächengewicht eine um 38% höhere Biegesteifigkeit als die CFK-Wabensandwichplatte mit dünnerem Wabenkern, Bild 3.39 b). Hier wird deutlich, dass es im Einzelfall bei der Auswahl der Werkstoffe und deren Kombinationen einer genauen Analyse der Anforderungen und Randbedingungen bedarf. Nicht immer wird mit CFK auch die höchste Steifigkeit erzielt.

Die Frage der Werkstoffwahl für die Deckschichten sollte somit zunächst völlig losgelöst von den Anforderungen an die Platten-Biegesteifigkeit gestellt werden. Entscheidend für die Auswahl des Deckschichtwerkstoffes sind dabei eher globale mechanische Anforderungen an das jeweilige Bauteil, die aus Belastungen in Schalenebene resultieren. Aber auch Anforderungen an die Dimensionsstabilität, das Impactverhalten, die Wärmedehnung oder auch die elektrische Leitfähigkeit und nicht zuletzt Kostengesichtspunkte sind entscheidend für die Auswahl der Deckschichten. Die entsprechende Biegesteifigkeit ist dann letztlich durch eine angepasste Dimensionierung der Wabenkernstärke zu erzielen.

3.6 Zusammenfassung der experimentellen Untersuchungen

Mit der im Rahmen dieser Untersuchungen entwickelten Prüfeinrichtung lässt sich die Biegesteifigkeit von Sandwichplatten auf einfache Weise experimentell bestimmen. Der Prüfaufbau ist bewusst einfach gehalten, um die Durchführung entsprechender Untersuchungen in der Praxis mit geringem experimentellen Aufwand durchführen zu können. Dabei werden die Prüfplatten verwendet, die in enger Abstimmung mit dem jeweiligen für das Bauteil vorgesehenen Produktionsverfahren herzustellen sind. Somit kann der individuelle Aufbau von Sandwichplatten berücksichtigt werden.

Trotz des einfachen Prüfaufbaus war die Reproduzierbarkeit des Prüfverfahrens hoch. Ergebnisse von gleichen Einzelversuchen lagen stets innerhalb einer Toleranzbreite von 3%. Das Prüfverfahren war damit genauer als die Reproduzierbarkeit der Prüfkörper, die im Handlaminierverfahren hergestellt wurden. Eine weitere Optimierung des Prüfverfahrens ist unter Verwendung hochwertiger Messtechnik denkbar, aber in Anbetracht der Abweichungen in den Platten meist nicht notwendig.

Bei der Prüfung wird die Durchbiegung in der Mitte an gelenkig gelagerten Kreisscheiben unter konstanter Flächenlast gemessen. Die Belastung erfolgt durch Unterdruck. Aus der über die Belastung aufgetragenen Durchbiegung lässt sich die Biegesteifigkeit der Platte ermitteln. Versuche an Sandwichplatten zeigten allerdings, dass neben der Durchbiegung bei biegebelasteten Sandwichplatten auch die Schubverformung einen hohen Anteil an der Gesamtverformung haben kann. Um beide Effekte voneinander trennen zu können, werden jeweils zwei Platten mit identischem Aufbau an zwei unterschiedlich großen Prüfzylindern untersucht. Davon ausgehend, dass die große Platte die gleiche Schubsteifigkeit und Biegesteifigkeit wie die kleine Platte aufweist, können aus den beiden Untersuchungen die gewünschten Kennwerte ermittelt werden. Um Ungenauigkeiten aufgrund von Unterschieden der beiden Prüfplatten zu minimieren, wurden die Prüfscheiben dabei einer einzelnen in einem Stück gefertigten Platte entnommen.

Im Rahmen der Untersuchungen wurde eine Testreihe an Wabensandwichplatten mit GFK-Deckhäuten und Polyamid-Wabenkernen durchgeführt, bei denen durch systematische Variation der Decklamine die Eignung unterschiedlicher Sandwichaufbauten bewertet werden konnte. Weitere Untersuchungen an Sandwichplatten mit CFK- und AFK-Deckhäuten liefern zusätzliche Kennwerte für diese Werkstoffkombinationen. Die Festlegung der Prüfkörper erfolgte im Hinblick auf einen bauteilrelevanten Sandwichaufbau unter besonderer Berücksichtigung der Eignung für tragende Sandwichstrukturen im Kleinflugzeugbau.

Dabei zeigten sich insbesondere folgende Erkenntnisse:

- Bei quasiisotropen Laminataufbauten, die im wesentlichen aus Glasgewebelagen mit einem Flächengewicht von 105 g/m^2 bestanden, wurden Elastizitätsmodule quasiisotroper Deckschichten von über 15.000 N/mm^2 erzielt. Mit diesem relativ hohen Wert zeigt sich zusätzlich auch die spezielle Eignung dieses Gewebeproduktes für entsprechende Sandwichaufbauten.
- Der an den AFK-Platten ermittelte Elastizitätsmodul lag mit ca. 16.000 N/mm^2 für quasiisotrope Laminataufbauten nur geringfügig über dem Wert von GFK. Für quasiisotrope CFK-Deckhäute wurde ein Elastizitätsmodul von 36.600 N/mm^2 ermittelt.
- Die ermittelten Steifigkeiten sind bezogen auf Handlamine mit einem Faservolumenanteil von 35% relativ hoch. Die Reproduzierbarkeit dieser Werte ist in konkreten Anwendungsfällen in Abhängigkeit von den Herstellbedingungen stets zu überprüfen.
- Asymmetrische Sandwichaufbauten sind durchaus für Wabensandwichkonstruktionen geeignet. Insbesondere wenn bei extremen Leichtbauaufgaben eine gewisse Laminatstärke zur Vermeidung von Telegraphing-Effekten im sichtbaren Decklaminat erforderlich wird, die aufgrund der strukturellen Anforderungen wesentlich geringer ausfallen könnte, erscheint es sinnvoll, eine dünnere Belegung für das nicht sichtbare Decklaminat zu wählen.

- Auch bei sehr dünnen Decklaminaten ist ein quasiisotroper Aufbau mit zwei um 45° zueinander gedrehten Gewebelagen dem bidirektionalen Aufbau vorzuziehen. Dieses ist jedoch bei sphärisch gewölbten Bauteilen produktionstechnisch mitunter schwierig umzusetzen.
- Telegraphing-Effekte, die stets auftraten, wenn das zweite Decklaminat „nass in Nass“ mit dem Wabenkern verklebt wurde, wirkten sich messbar steifigkeitsmindernd aus. Die Höhe dieser Auswirkung war jedoch sehr unterschiedlich: Bei relativ dicken Deckhäuten mit über 200 g/m^2 Glasgewebegewicht betrug die Minderung zum Teil weniger als 10%. Bei sehr dünnen Deckhäuten traten lokale Instabilitätserscheinungen mit Minderung der Biegesteifigkeit von über 60% auf. Diese Erscheinungen können jedoch produktionsspezifisch sehr unterschiedlich ausfallen und sollten im konkreten Anwendungsfall einzeln untersucht werden.
- Verschiedene Kombinationen sehr dünner Decklaminare mit „naß in naß“ verklebten Deckhäuten wurden untersucht. Bei Druckbeanspruchung der ondulierten Deckhaut zeigten sich dabei stets lokale Instabilitätserscheinungen. Hier waren entsprechend die höchsten Steifigkeitsminderungen zu verzeichnen.
- Auffällig war, dass in Fällen mit asymmetrischem Sandwichtaufbau immer dann, wenn keine Instabilitätserscheinungen beim schwächeren Decklaminat auftraten, eine höhere Biegesteifigkeit festzustellen war, sofern das schwächere bzw. ondulierte Decklaminat auf Druck beansprucht wurde. Dieses war in der Form nicht zu erwarten. Erklärungen dafür lassen sich evtl. im nichtlinearen Verformungsverhalten von Laminaten finden, welches zudem bei Zug- und Druckbeanspruchung unterschiedlich ist. Für konkrete Aussagen hierzu wären allerdings weitere Untersuchungen mit besonderer Berücksichtigung der Faserondulation und des Verhältnisses von Deckhautstärke zu Wabenkerndurchmesser erforderlich.
- Neben der Biegesteifigkeit der Sandwichplatte wurden auch Werte für die Schubsteifigkeit von Wabensandwichplatten bei senkrechter Beanspruchung zur Plattenebene ermittelt. Es zeigte sich, dass Schubverformungen in bestimmten Anwendungsfällen nicht vernachlässigt werden dürfen. Dabei erscheint es umso erstaunlicher, als derartige Schubverformungen bei entsprechenden technischen Berechnungsempfehlungen der Werkstoffhersteller bislang keine Berücksichtigung finden.
- Es wurden Schubmodule für Wabenkerne ermittelt, wobei die Belastungsrichtung nicht mit der Belastungsrichtung des entsprechenden Prüfverfahrens nach DIN 53 294 übereinstimmt, Bild 3.40. Die ermittelten Schubsteifigkeitswerte variierten selbst bei ähnlichem Plattenaufbau um bis zu 50%. In allen Fällen lagen die Schubsteifigkeiten außerdem deutlich unter den Minimalwerten der nach Norm geprüften Schubmodule.
- Die Biegesteifigkeit von Wabensandwichplatten wird von den Deckschichten und der Wabenkernstärke beeinflusst. Dabei ist der Wabenkernstärke gegenüber der Deckschichtsteifigkeit die höhere Bedeutung zuzumessen.

Insgesamt bieten diese Untersuchungen eine konkrete praktische Hilfe für die Auslegung von Wabensandwichkonstruktionen. Für individuelle Anwendungsfälle lassen sich mit Hilfe des beschriebenen Prüfaufbaus eigene Kennwerte für beliebige Sandwichtaufbauten und individuelle Materialkombinationen ermitteln.

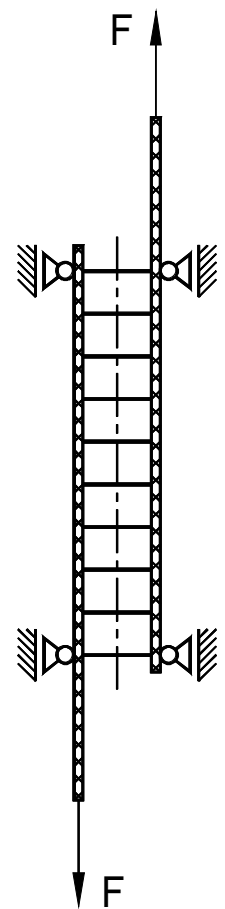


Bild 3.40: Belastungsrichtung beim Schubversuch nach DIN 53 294

4 Entwicklungssystematik für den Ultraleichtbau in FVK-Wabensandwichbauweise

Die Entwicklung extrem leichter Strukturbauteile erfordert einen ganzheitlichen Ansatz bei der Konzeptionierung, Gestaltung und Dimensionierung. Für Leichtbaukonstruktionen ist die Funktionserfüllung bei möglichst geringem Gewicht entscheidend. Der Begriff Ultraleichtbau hat im vorliegenden Fall eine doppelte Bedeutung: Im ersten Fall steht er für eine extreme Gewichtsersparnis an Strukturkomponenten. Die zweite Bedeutung von Ultraleichtbau stammt aus dem Umfeld des Kleinflugzeugbaus: Ultraleichtflugzeuge, kurz UL-Flugzeuge, sind mit ein bis zwei Personen besetzte Flugzeuge, die sich in erster Linie über ihre geringe Abflugmasse definieren und dabei vereinfachten Zulassungsbestimmungen unterliegen. Wenn man leistungsfähige Sportflugzeuge so auslegen möchte, dass sie die UL-Bestimmungen erfüllen, ist extreme Gewichtsersparnis zwingend erforderlich. Hier wurden durch konsequente Anwendung der Wabensandwichbauweise sehr gute Ergebnisse erzielt.

Die Wabensandwichbauweise ermöglicht es, Strukturen mit großer Oberfläche bei hoher Biege- und Beulsteifigkeit mit einem geringen Flächengewicht aufzubauen. Das Leichtbaupotential, das in dieser Bauweise liegt, wird aber bislang kaum ausgenutzt. Ursache dafür ist im Wesentlichen die fehlende Sachkenntnis über diese spezielle Bauweise. Dabei mangelt es u.a. an einer systematischen Aufbereitung von Hilfestellungen, die ein Konstrukteur benötigt, um diese für ihn neue Bauweise erfolgreich umsetzen zu können. Weiter fehlt es aber auch an Werkstoffkennwerten, die zwingend erforderlich sind, um FVK-Leichtbaukonstruktionen korrekt dimensionieren zu können.

Es gilt hier, eine Systematik zu entwickeln, mit deren Hilfe der mit Leichtbauaufgaben betraute Konstrukteur die Möglichkeiten der Wabensandwichbauweise richtig einschätzen und umsetzen kann. Dabei werden Regeln zur systematischen Erarbeitung von Leichtbaukonstruktionen aufgestellt, die es dem Konstrukteur unter Umständen auch ermöglichen, fehlende Werkstoffkennwerte selber abschätzen oder experimentell ermitteln zu können.

4.1 Gestaltung von Faserverbund-Wabensandwichkonstruktionen

Bei der Formulierung von Leitregeln zur Gestaltung von Faserverbund-Wabensandwichkonstruktionen muß erster Linie das Verständnis über das Verhalten von Sandwichstrukturen vermittelt werden. Voraussetzung ist das Wissen um grundlegende mechanische Zusammenhänge, die jedem Konstrukteur vertraut sein sollten. Darauf aufbauend werden die wesentlichen Merkmale von Wabensandwichstrukturen aufgezeigt und anhand von Konstruktionsbeispielen systematisch Möglichkeiten der Umsetzung erarbeitet. Die dabei formulierten Leitregeln sollen dem Anwender von Leichtbaukonstruktionen eine Hilfestellung geben, eigene individuelle Lösungsansätze zu entwickeln.

4.1.1 Anwendungsbereiche für Wabensandwichkonstruktionen

Zu Beginn gilt es, die Einsatzbereiche für Wabensandwichkonstruktionen sinnvoll einzugrenzen. Dieses erfolgt anhand der besonderen Eigenschaften von Sandwichaufbauten. Die hier getroffene Eingrenzung wird sehr weit gefasst, um die Anwendung für Sonderfälle nicht von Beginn an auszuschließen.

Wabensandwichaufbauten zeichnen sich durch hohe Beul- und Biegesteifigkeit bei geringem Flächengewicht aus. Aufgrund dieser Merkmale lassen sich die Anwendungsbereiche für Wabensandwichkonstruktionen sinnvoll eingrenzen:

Wabensandwichkonstruktionen sind vorzugsweise einzusetzen für:

- Konstruktionen mit großer Oberfläche, die bei geringer Wandstärke
 - ⇒ unzulässig hohe Biegeverformungen aufweisen könnten,
 - ⇒ beulgefährdet sind
 - ⇒ oder räumlich versteift werden müssten

und bei hinreichender Wandstärke in massiver Bauweise zu schwer wären.

Sind diese Voraussetzungen erfüllt, sollte die Anwendung der Wabensandwichbauweise grundsätzlich in Erwägung gezogen werden.

4.1.2 Möglichkeiten der Formgestaltung

Strukturen mit großer Oberfläche und konstanter Wandstärke werden als Platten bezeichnet, wenn sie eben sind, *Bild 4.1*. Bei ein- oder zweidimensionaler Verwölbung bezeichnet man derartige Strukturen als Schalen. Die meisten Anwendungen von Sandwichbauweisen betreffen Platten- und Schalenstrukturen oder Kombinationen daraus.

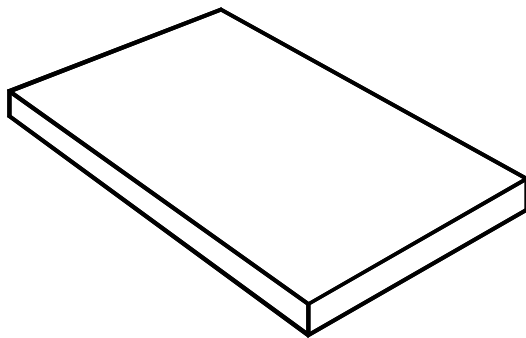


Bild 4.1: Platte

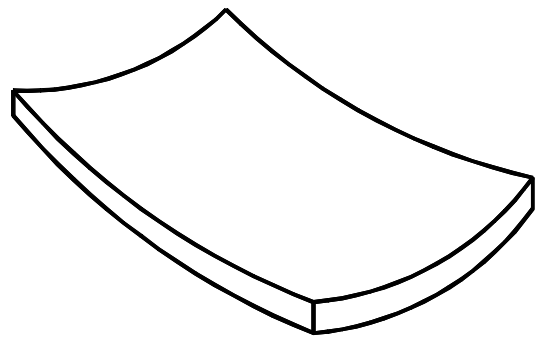


Bild 4.2: Schale

Darüber hinaus können Strukturen mit großer Oberfläche auch erhebliche Wandstärkenunterschiede aufweisen und werden dann allgemein als Körper bezeichnet. Auch hier gibt es zahlreiche Anwendungsmöglichkeiten für die Wabensandwichbauweise. Körper können massiv, *Bild 4.3*, oder hohl aufgebaut werden, *Bild 4.4*. Hohle Körper können wiederum aus mehreren Platten- bzw. Schalenelementen zusammengesetzt sein.

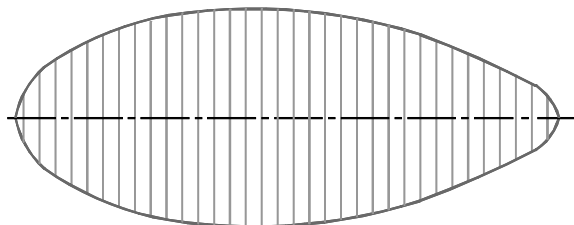


Bild 4.3: Sandwichkörper mit massivem Kern

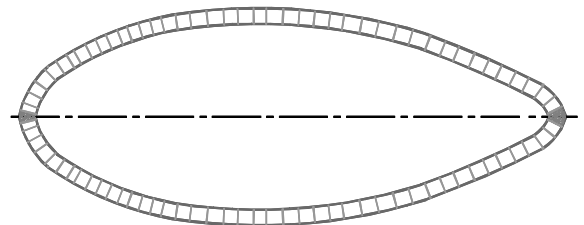


Bild 4.4: Sandwichhohlkörper in Schalenbauweise

- Körper mit massivem Wabenkern:

⇒ Der räumlich vorgeformte Wabenkern gibt im Wesentlichen die Kontur des Waben-sandwichkörpers vor. Die Deckschichten umschließen den Wabenkern, sind aber im Vergleich zu diesem relativ dünn. Ferner sind die richtungsabhängigen Eigenschaften des Wabenkernes zu berücksichtigen. Eine Druck- und Schubbeanspruchung des Wabenkernes sollte vornehmlich in t -Richtung erfolgen, *Bild 4.8*. Am Beispiel eines Flügels zeigt *Bild 4.9* den Aufbau eines solchen Körpers. Die Formgebung der Oberfläche geschieht bei Körpern mit massivem Wabenkern gleichzeitig durch das Ablagewerkzeug für die Deckschichten (die Form) und die Kontur des Wabenkernes. Demzufolge müssen die Kontur des vorgeformten Wabenkernes und der Form präzise aufeinander abgestimmt sein. Ungenauigkeiten im Konturverlauf von Form und Wabenkern zueinander müssen durch Schichtdickenunterschiede in der Decklage ausgeglichen werden können. Werden an die Konturtreue der Oberfläche nur geringe Anforderungen gestellt, kann der Ausgleich von Konturungenauigkeiten auch über elastische Formen erfolgen.

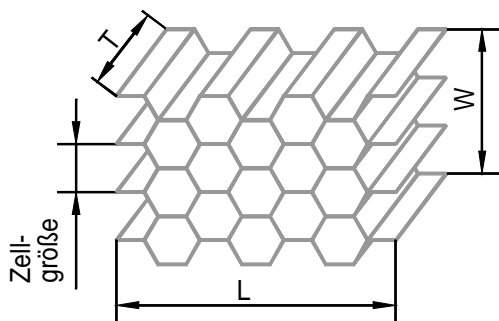


Bild 4.8: Richtungsbezeichnungen am Wabenkern nach [R&G 99]

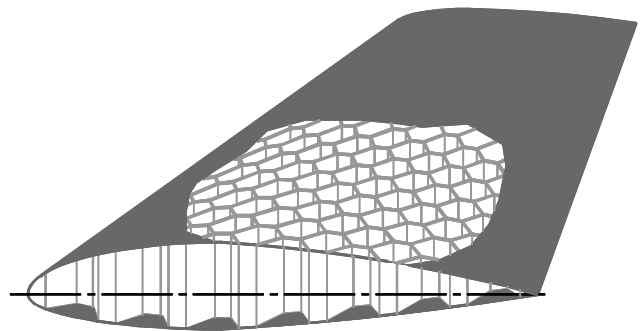


Bild 4.9: Sandwichflügel mit massivem Wabenkern

- Hohlkörper aus miteinander verbundenen Schalen und Platten

⇒ Die meisten Konstruktionen in Wabensandwichbauweise sind Hohlkörperkonstruktionen. Hauptanwendungsgebiete dafür sind Karosserie- oder Behälterkonstruktionen im Transportwesen. Einfach gestaltete Körper können aus mehreren Platten oder mehreren vorgeformten Halbschalen zusammengesetzt werden. Aufgrund der Herstellbarkeit und Entformbarkeit ist eine Teilung der Formen in fast allen Fällen erforderlich. Hohlkörper mit komplexer Geometrie fordern zum Teil aber auch wesentlich mehr Formtrennungen. *Bild 4.10* zeigt den aus fünf Halbschalen zusammengesetzten Wabensandwichrumpf eines Ultraleichtflugzeuges. In *Bild 4.11* ist schematisch der Aufbau eines aus Platten- und Schalenelementen aufgebauten Behälters dargestellt.



Bild 4.10: Wabensandwichrumpf

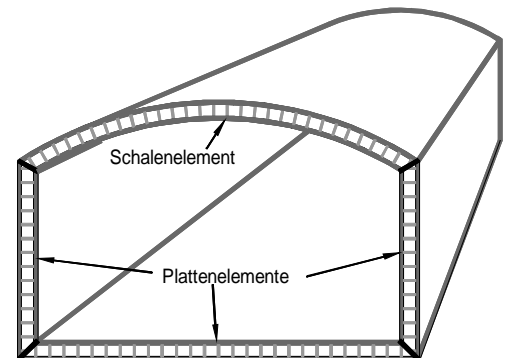


Bild 4.11: Wabensandwichbehälter

4.1.2.3 Randgestaltung

Platten- und Schalenelemente sollten an den Rändern verschlossen werden, um den Sandwichaufbau gegen Feuchtigkeitseinfluss zu schützen und die Kantenfestigkeit zu erhöhen. Dabei bieten sich verschiedene Möglichkeiten zum Verschließen der Ränder an:

- Randfüllmassen werden vor dem Aufbringen der zweiten Deckhaut in die offenen Wabenzellen gespritzt. Die Füllmassen bestehen zumeist aus Epoxidharz, dem unterschiedliche Füllstoffe (Mikro-Glaskugeln, Schiefermehl o. Ä.) beigemischt wurden. Beim Besäumen der Kante bilden die mit gehärteter Masse gefüllten Wabenzellen eine massive Kante, *Bild 4.12a*.
- Profile aus Holz, Kunststoff oder Aluminium werden mit den beiden Deckhäuten verklebt. Soll das Profil bündig abschließen, muß der Wabekern im Kantenbereich entfernt und das Profil zwischen die Deckhäute geklebt werden, *Bild 4.13a*. Kantenabschlüsse mit von außen auf die Deckhäute aufgesetztem Profil sind einfacher herzustellen, schließen aber nicht bündig mit der Sandwichplatte ab, *Bild 4.13b*.
- Nach dem Zuschneiden der Sandwichelemente wird der Wabekern entlang der Kanten einige Millimeter tief entfernt. Der Spalt kann wiederum mit Randfüllmasse verschlossen werden. Diese Methode kommt vornehmlich für Reparaturen und Änderungen an Bauteilen in Frage.
- Zum Rand hin wird der Wabekern konisch angefast. Die beiden Deckhäute führt man am Rand zusammen, *Bild 4.12b*. Dabei entstehen biegeeweiche Ränder, die sich ggf. durch zusätzliche Faserverstärkungen, aufgeklebte Profile o. Ä. versteifen lassen.

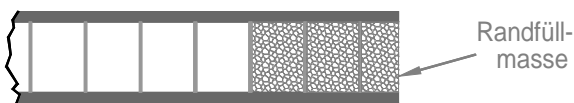


Bild 4.12a: Randgestaltung mit Randfüllmasse



Bild 4.12b: Zusammenführen der Deckhäute

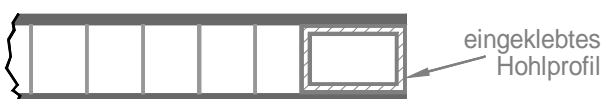


Bild 4.13a: Randgestaltung mit eingeklebtem Abschlußprofil



Bild 4.13b: Randgestaltung mit aufgesetztem Abschlußprofil

4.1.2.4 Mehrfachsandwichaufbauten

Mehrfachsandwichaufbauten, *Bild 4.14*, bestehen aus mehrlagigen Wabenkernstrukturen, die jeweils untereinander unter Zwischenlage einer Deckhaut verklebt sind. Auf diese Weise können die Biegebeanspruchbarkeit und insbesondere die Schlag- und Durchstoßfestigkeit von Sandwichaufbauten deutlich gesteigert werden. Mehrfachsandwichaufbauten werden zur lokalen Verstärkung oder zur Erhöhung der Sicherheit z. B. im Cockpit eingesetzt. Insbesondere bei der Verwendung zäher Deckhäute lassen sich bei vergleichsweise geringem Gewicht Strukturen mit sehr hohem Energieaufnahmevermögen aufbauen, die ein ausgezeichnetes Crashverhalten aufweisen.

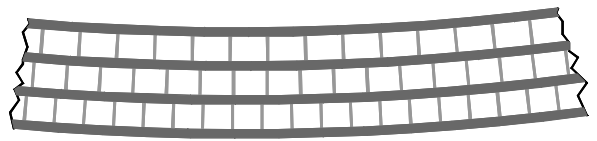


Bild 4.14: Mehrfachsandwichaufbau

4.1.2.5 Verformen ausgehärteter Platten- und Schalenkonstruktionen

Ausgehärtete Faserverbundlaminate ermöglichen praktisch keine plastische Verformung. Daher können mit FVK-Deckschichten behütete Wabensandwichplatten und -schalen nur insoweit nachträglich verformt werden, wie die Verformung der Deckschichten elastisch erfolgt. Das ist möglich, indem einseitig ein Streifen aus der Deckhaut herausgetrennt und die Platte dann entlang dieser Linie gebogen wird. Dabei falten sich die Wabenzellen im entsprechenden Bereich zusammen. Unter der Voraussetzung, dass die Deckschichten auf der Innenseite wieder zusammenstoßen, ergibt sich ein Biegeradius an der Außenseite in der Größe der Plattendicke. Auf der Innenseite müssen die Deckschichten wieder miteinander verbunden werden. Dieses erfolgt bei duroplastischen FVK-Deckschichten in der Regel durch Überlaminieren eines Nahtbandes. *Bild 4.15* zeigt die wesentlichen Schritte beim Biegen einer Sandwichplatte.

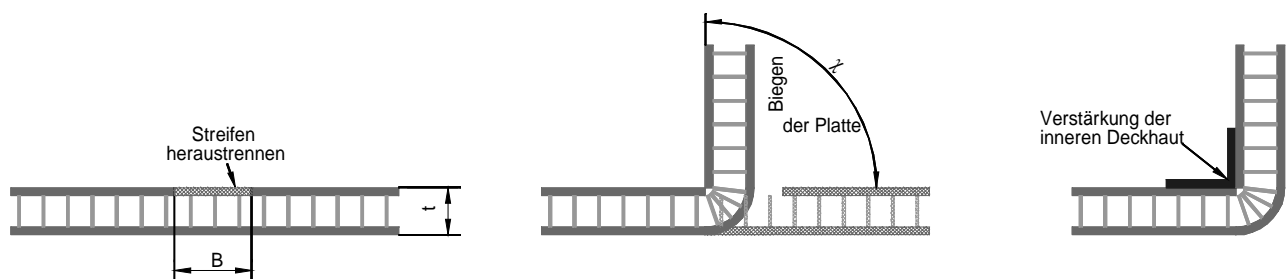


Bild 4.15: Biegen einer Sandwichplatte

In Abhängigkeit von der Plattendicke t und vom Biegewinkel χ ergibt sich die auf der Platteninnenseite herauszutrennende Streifenbreite B zu:

$$(32) \quad B = \frac{2 \cdot \pi \cdot \chi \cdot t}{360^\circ}$$

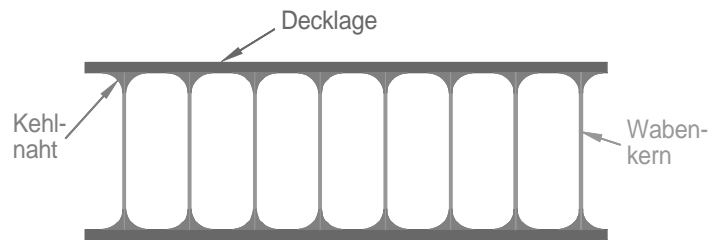
Für die rechtwinklig gebogene Platte ist dieses:

$$(33) \quad B = \frac{\pi \cdot t}{2} \approx 1,57 \cdot t$$

Auf diese Weise können einfache Konstruktionen wie Leichtbaucontainer und -behälter, Trennwände o. Ä. aus Plattenhalbzeugen zusammengesetzt werden.

4.1.3 Verklebung zwischen Wabenkern und Deckhäuten

Besondere Bedeutung kommt der Verbindung zwischen Wabenkern und Deckhäuten zu. Ein Abplatzen der Deckhäute vom Wabenkern führt zu einer Instabilität des Sandwiches. Zuverlässige Verklebungen von FVK-Deckhäuten lassen sich insbesondere mit Polyamid-Wabenkernen erzielen, da diese eine papierartige Struktur aufweisen und das Harz der Faserverbund-Deckschichten aufgrund der Kapillarkwirkung ansaugen. Dadurch wird, wenn ein ausreichender Klebefilm zur Verfügung steht, eine zuverlässige Kehlnotausbildung zwischen Wabenkern und Decklaminat erreicht, *Bild 4.16*. Die Klebefestigkeit dieser Verbindungen liegt z. T. über der Festigkeit der Wabenkerne. Auf diese Weise werden mit Wabensandwichaufbauten wesentlich höhere Schälfestigkeiten erreicht als bei Sandwichaufbauten mit Schaumstoffkernen.



*Bild 4.16: Kehlnotausbildung
(wie Bild 3.33)*

Bei der Verklebung zwischen Deckhäuten und Kern ist entscheidend, dass diese im gesamten Bauteil gleichmäßig und zuverlässig ausgeführt ist. Gerade bei größeren Bauteilen, die im Handlaminierverfahren hergestellt werden, ist die Gleichmäßigkeit der Klebeschicht schwierig zu realisieren. Hierbei hat es sich als vorteilhaft erwiesen, wenn das Verkleben des Wabenkernes unter Verwendung einer zusätzlichen Kopplungslage aus Glasgewebe erfolgt, das aufgrund seines offenen Webbildes eine erhöhte Harzaufnahme aufweist. Der Wabenkern kann beim Verpressen in das nasse Laminate einsinken, und es bildet sich eine gleichmäßige Kehlnotausbildung aus. Dabei werden mit dünnflüssigen Harzen die besten Ergebnisse erzielt.

Ein verfahrenstechnischer Vorteil ergibt sich weiterhin, wenn das Decklaminate, mit dem der Wabenkern verklebt wird, eine Kontrastfarbe zum trockenen, weißen Glasgewebe aufweist. Bei Glaslaminaten mit weißer Deckschicht kann die Kontrastfarbe hinter die Deckschicht gespritzt werden. Sie ist durch die transparenten Glaslaminaten sichtbar. Die Kopplungslage schimmert weißlich, bevor sie getränkt wird. Nach dem Tränken wird das Glasgewebe transparent und am Durchscheinen der Kontrastfarbe kann der ausreichende Tränkungsgrad kontrolliert werden, *Bild 4.17*.

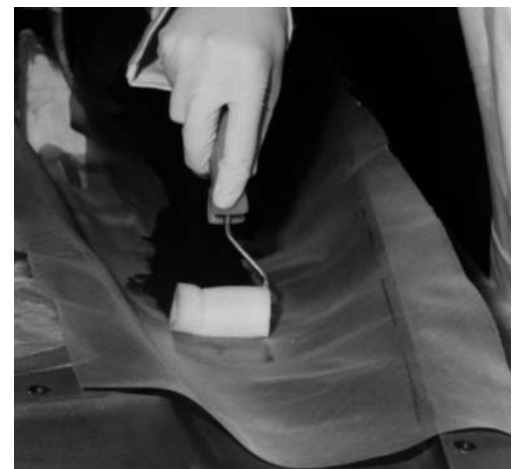


Bild 4.17: Glasgewebe auf kontrastreichem Hintergrund beim Laminieren

Folgende Regeln sind bei der Verklebung zwischen Wabenkern und Deckhäuten zu beachten:

- Bei der Verklebung muss sich zwischen Wabenkernsteg und Decklage eine Kehlnotausbildung ausbilden.
- Maßgeblich für die Güte der Verklebung ist die Gleichmäßigkeit der Verklebung über das gesamte Bauteil.
- Eine gleichmäßige Verklebung lässt sich erzielen, wenn der Wabenkern in eine separate Laminatschicht, hier als Kopplungslage bezeichnet, hineingepresst wird.

4.1.4 Gestaltung von Krafteinleitungen

Der Gestaltung von Krafteinleitungen ist bei Faserverbundkonstruktionen stets besondere Aufmerksamkeit zu widmen. In Kapitel 2.4.3 wurden dazu bereits einige Regeln formuliert. Für FVK-Wabensandwichaufbauten sind darüber hinaus folgende Regeln zu beachten:

- Kräfte sollten unmittelbar in die Deckhäute eingeleitet werden.
- Schubbelastungen in Ebenenrichtung sind zu bevorzugen.
- Je großflächiger die Krafteinleitung, desto geringer die Belastung der Deckhäute sowie der Wabekern / Deckhaut-Verklebung.
- Schälbeanspruchungen der Deckhäute sind zu vermeiden.
- Bei Belastungen senkrecht zur Schalenebene sind punkt- oder linienförmige Belastungen zu vermeiden.

Bei der Gestaltung von Krafteinleitungen ist neben einer genügenden Festigkeit manchmal auch eine ausreichende Energieaufnahme zu berücksichtigen. Wabensandwichaufbauten sind sehr steif. Die geringe Verformungsmöglichkeit ist in solchen Fällen ggf. nachteilig, wenn Nachgiebigkeit zur Energieaufnahme erforderlich ist. Dann kann im Bereich der Krafteinleitung der Sandwichaufbau durch ein verstärktes Vollaminat ersetzt werden.

Der Wabekern sollte im Randbereich angefast sein und die beiden Deckschichten werden zusammengeführt. *Bild 4.18* zeigt ein solches Ausführungsbeispiel.

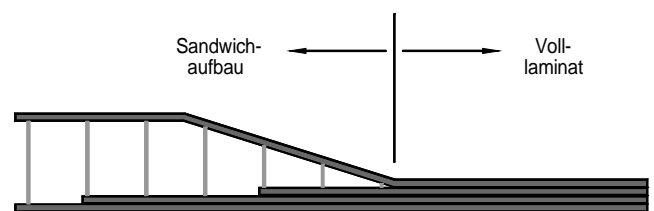


Bild 4.18: Gestaltung des Übergangs vom Sandwichaufbau zum Vollaminat.

4.1.5 Verbindungstechniken

4.1.5.1 Nicht lösbare Verbindungen

Besonders werkstoffgerecht für die Verbindung einzelner FVK-Wabensandwichelemente sind Klebeverbindungen. Die Kraftübertragung erfolgt dabei allein über die Deckschichten. Die Verbindungen werden vorzugsweise als Scherverbindungen ausgeführt.

Bei Scherverbindungen werden die zu verbindenden Elemente soweit überlappt, dass sich eine ausreichend große Klebefläche ergibt, *Bilder 4.19* und *4.20*. Unterschiedliche Ausführungsformen werden z. B. bei SCHINDEL-BIDINELLI [Schin 88] beschrieben. Die Auslegung dieser Verbindungen für Wabensandwichaufbauten erfolgt analog zur Auslegung gewöhnlicher Klebeverbindungen.



Bild 4.19: einfache Scherverbindung



Bild 4.20: doppelte Scherverbindung

Beim Verkleben von Sandwichplatten erfolgt die Kraftübertragung über zusätzliche Laminatstreifen, die als Eck- oder Nahtverbinder aufgebracht werden, *Bild 4.21 bis 4.24*.

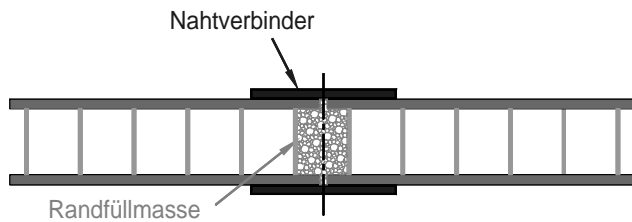


Bild 4.21: Nahtverbindung

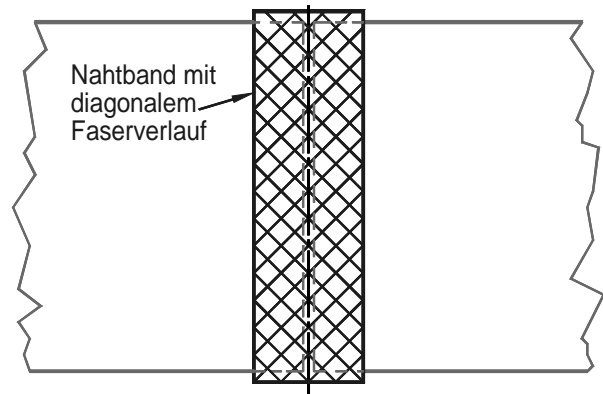


Bild 4.22: Nahtverstärkung mit diagonalem Faserverlauf

Beim Verkleben werden die einzelnen Sandwichlemente zueinander ausgerichtet und fixiert. Die Verbindung erfolgt über eine Verstärkung der Naht mit einem schmalen zusätzlichen Laminat. Im Nahtbereich können die Wabenkerne mit Randfüllmasse gefüllt werden. Dadurch bedingte Steifigkeitssprünge sind zu berücksichtigen: Da die Kraftübertragung allein über die Nahtverstärkung erfolgen muss, wird diese Verstärkung mindestens so dimensioniert wie die Decklagen selbst. Um ein Aufspleißen der Naht zu vermeiden, ist es sinnvoll, möglichst viele Gewebelagen der Nahtverstärkung mit diagonalem Faserverlauf zur Naht anzuordnen, *Bild 4.23*. Litzen mit diagonalem Faserverlauf haben sich dabei auch wegen ihrer guten Verarbeitbarkeit bewährt. Die minimale Überlappungsbreite der Nahtverstärkung lässt sich aus den zu übertragenden Scherkräften und der Klebefestigkeit des Harzsystems ermitteln. Dabei wird die Verbindung wie eine Scherverbindung nach SCHINDEL-BIDINELLI [Schin 88] berechnet.

Bei der Gestaltung von Eckverbindungen muss darüber hinaus ein Abschälen der Deckhäute wie der Eckverbinder vermieden werden. Entlastung schafft dabei eine Ausrundung der Ecke mit kurzfaserverstärkter Füllmasse, über die der Eckverbinder im relativ großen Radius überlaminiert wird, *Bild 4.24*.

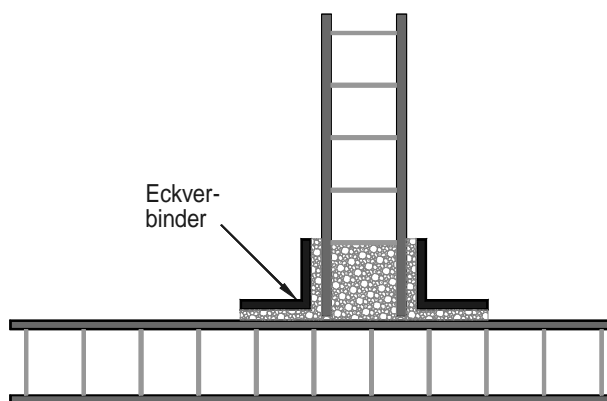


Bild 4.23: Eckverbindung

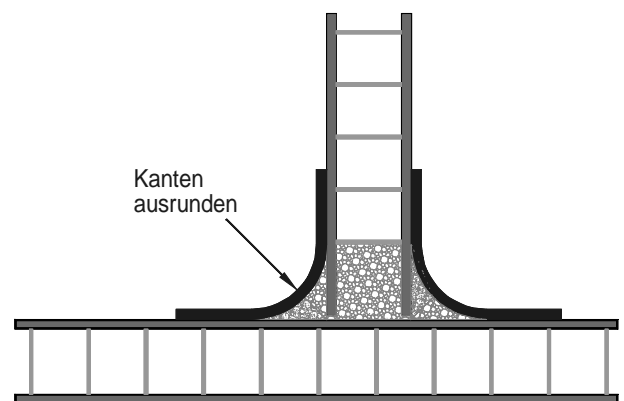


Bild 4.24: Ausrundung eines Eckverbinders

4.1.5.2 Lösbare Verbindungen

Lösbare Verbindungen von FVK-Elementen können über Bolzen- Schraub- oder Nietverbindungen¹ realisiert werden. Die Krafteinleitung in Wabensandwichplatten erfolgt in geeigneter Weise über Inserts. Diese sind spezielle Einlegeteile, die in Wabensandwichelemente eingeklebt werden und eine großflächige Krafteinleitung über die Deckhäute gewährleisten, *Bild 4.25*. Eine weitere Möglichkeit ist bei Bolzen oder Nietverbindungen das Auffüllen des Wabenkerns mit Füllmassen. Für hochbelastete Verbindungen wird z. T. auch der Wabenkern lokal durch mehrfach verleimte Sperrhölzer ersetzt, *Bild 4.26*. Zur Erhöhung der Lochleibungsfestigkeit können die Decklagen aufgedoppelt werden. Das Einsetzen oder Aufkleben größerer Metallelemente ist aufgrund der unterschiedlichen Wärmedehnungen von Metallen und Kunststoffen nicht zu empfehlen. Bei Schraubverbindungen sind die geringere Flanschsteifigkeit sowie Setzverluste des Kunststoffes zu berücksichtigen.



Bild 4.25: Inserts

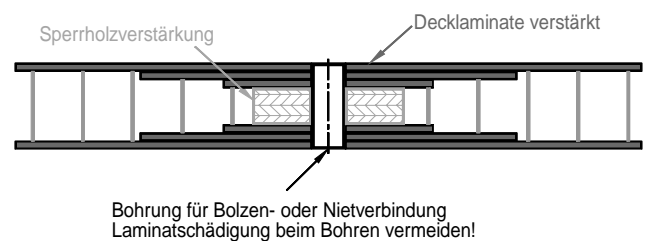


Bild 4.26: Bolzenverbindung mit aufgefülltem Wabenkern und verstärkten Decklagen

Folgende Regeln gelten für Verbindungen von Wabensandwichelementen:

- Klebeverbindungen sind besonders werkstoffgerecht.
- Der Kraftfluss läuft über die Decklagen.
- Naht- und Eckverklebungen müssen mit Laminatverstärkungen mit diagonalem Faserverlauf verstärkt werden.
- Schälbelastungen sind zu vermeiden.
- Lösbare Verbindungen können über Inserts erfolgen.
- An Verbindungselementen und Krafteinleitungsstellen sollten Steifigkeitssprünge soweit wie möglich vermieden werden. Dieses kann z. B. geschehen, indem Verbindungselemente und zusätzliche Verstärkungen geschäftet werden.

¹ Roloff/Matek [Rol 87] zählt Nietverbindungen zu den unlösbaren Verbindungen, die "notfalls durch Abschlagen der Köpfe lösbar" sind. Vernietete Faserverbundbauteile sind in der Regel ohne Beschädigung der Faserverbundbauteile lösbar, wobei das Verbindungsmittel, der Niet, zerstört wird.

4.2 Dimensionierung von FVK-Wabensandwichkonstruktionen

Die Dimensionierung von Wabensandwichkonstruktionen erfolgt unter der Annahme, dass die Decklagenstärke klein zur Gesamtstärke der Sandwichplatte ist. Dabei werden die Decklagen als biegeschlaff und schubweich senkrecht zur Oberfläche angenommen. Diese Voraussetzung ist bereits hinreichend erfüllt, wenn die Stärke einer einzelnen Decklage weniger als $1/8$ der Kernstärke beträgt. Der Wabekern ist schubsteif, nimmt aber keine wesentlichen Zug- und Druckbeanspruchungen parallel zur Oberfläche auf.

Wabensandwichkonstruktionen sind im Wesentlichen folgenden Beanspruchungsformen ausgesetzt:

- Zug-, Druck- und Schubbeanspruchung parallel zur Oberfläche
 - ⇒ Zug-, Druck- und Schubbeanspruchungen parallel zur Oberfläche werden über die Deckhäute übertragen, *Bild 4.27*. Eine Ausnahme bilden Schubbeanspruchungen, bei denen die Decklagen parallel zur Oberfläche gegeneinander verschoben und dadurch Schubbeanspruchungen im Wabekern hervorgerufen werden. Der Schubfluss verläuft über die Wabenstege, die in Belastungsrichtung verlaufen. Stege quer zur Belastungsrichtung sind schubweich, *Bild 4.28*. Bei der Dimensionierung ist eine genügende Festigkeit und Steifigkeit der Decklagen und ggf. auch die Schubfestigkeit des Kernwerkstoffes nachzuweisen. Ferner ist das Sandwich als Ganzes auf Stabilität zu überprüfen. Dieses erfolgt im Rahmen des Beulnachweises.

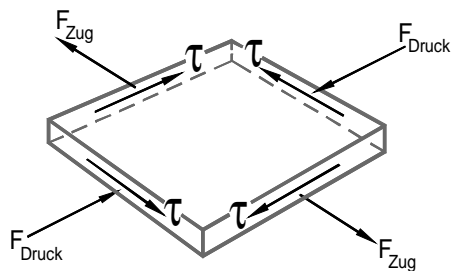


Bild 4.27: Beanspruchungen parallel zur Sandwichoberfläche

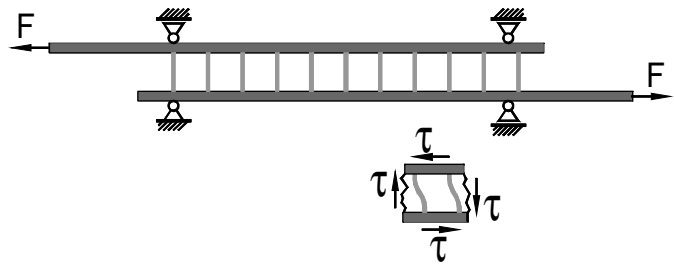


Bild 4.28: Schubbeanspruchungen im Wabekern bei Belastungen parallel zur Oberfläche

- Biege- und Schubbeanspruchung senkrecht zur Oberfläche
 - ⇒ Lasten senkrecht zur Oberfläche erzeugen Biege- und Schubbeanspruchungen im Sandwich. Normalkräfte werden über die Deckschichten, *Bild 4.29*, Schubbeanspruchungen über den Wabekern übertragen, *Bild 4.30*. Bei der Dimensionierung wird eine genügende Zug- und Druckfestigkeit bzw. -steifigkeit der Deckschichten sowie die Schubfestigkeit und -steifigkeit des Wabekerns nachgewiesen. Wie die in Kapitel 3 beschriebenen Untersuchungen deutlich zeigen, können die Schubverformungen hierbei erheblich sein.

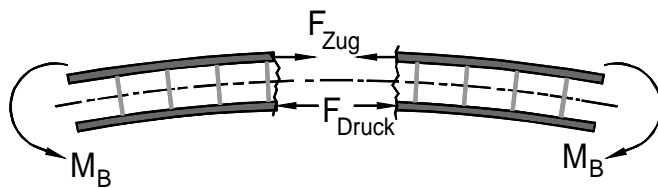


Bild 4.29: Biegebeanspruchung im Sandwich

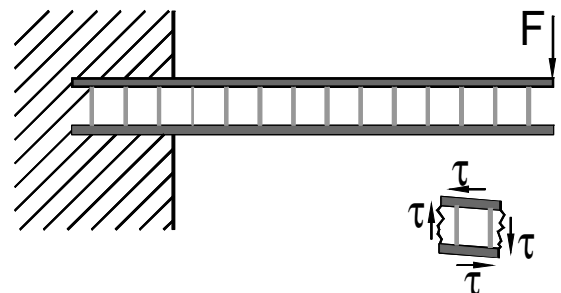


Bild 4.30: Schubbeanspruchungen im Wabekern bei Belastung senkrecht zur Oberfläche

- Stoß- oder Schlagbeanspruchung
 - ⇒ Bei Zerstörung der Sandwichstruktur weisen Wabensandwichkonstruktionen eine sehr hohe Energieaufnahme auf. Die Belastung, die ein Sandwich ohne Vorschädigung übersteht, hängt vom Impuls sowie der Geometrie und Härte des auftreffenden Körpers, der Deckhaut, des Wabensandwichaufbaus und der Druckfestigkeit des Wabenkerns ab. Die Belastungsrichtung sollte dabei möglichst in t-Richtung des Wabenkerns liegen. Aufgrund der vielen Parameterkombinationen sind für konkrete Sandwichaufbauten stets Versuche erforderlich. Die hohe Energieaufnahme im Crashfall erfolgt beim Zerquetschen der Wabenzellen und Abplatzen der Deckhäute von den Wabenkernstegen. Mehrlagige Wabensandwichaufbauten mit üblicherweise 2 bis 3 Wabenkernlagen unter Zwischenlage verschiedener Deckschichten werden daher auch für Anwendungen im Personenschutz, wie z. B. als Sicherheitscockpit, verwendet. Die exakte Dimensionierung in solchen Fällen erfordert allerdings einen hohen experimentellen Aufwand für den einzelnen Anwendungsfall.

4.2.1 Dimensionierung der Decklagen

Die Decklagen des Wabensandwichaufbaus werden so dimensioniert, dass sie alle Zug-, Druck- und Schubbeanspruchungen in Schalenebene aufnehmen können. Besondere Steifigkeitsanforderungen können darüber hinaus weitere Verstärkungen oder auch die Verwendung steiferer Deckschichtwerkstoffe erfordern.

4.2.1.1 Auswahl des Decklagenwerkstoffes

Die gebräuchlichsten Verstärkungsfasern sind die Aramid-, Glas- und Kohlenstofffasern. Ihre besonderen Eigenschaften wurden bereits in Kapitel 2 beschrieben. Für die Auswahl als Decklagenwerkstoffe in Wabensandwichkonstruktionen gilt insbesondere:

- Mit **Aramidfasern** werden sehr leichte Decklagen aufgebaut, die eine besonders hohe Zähigkeit aufweisen. Sie eignen sich deshalb vor allem für Bauteile, die hohen Schlag- und Stoßbeanspruchungen ausgesetzt sind. Deckschichten aus Aramidfaser-verstärkten Kunststoffen (AFK) splintern im Crashfall nicht. Sie werden daher bevorzugt im unmittelbaren Schutzbereich von Personen eingesetzt. Typische Anwendungsbeispiele dafür sind Sturzhelme, Sitzschalen und auch Innenauskleidungen von Sicherheitscockpits. In all diesen Fällen hat sich die Kombination aus Polyamid-Wabenkernen und AFK-Deckschichten bewährt. Zu berücksichtigen ist aber auch die relativ schlechte Haftung der Aramidfasern zur Matrix. Diese führt zu einer deutlich geringeren Schälfestigkeit reiner Aramiddeckschichten zu Wabenkernen mit entsprechend hoher Delaminationsgefahr. Abhilfe kann hier eine dünne Kopplungsschicht aus Glasfaser schaffen, die als Verbindung zwischen den Wabenkern und die Aramidfaser-Gewebe laminiert wird. Außerdem haben AFK-Lamine unter Druckbeanspruchung deutlich geringere Festigkeiten und Steifigkeiten als unter Zugbeanspruchung. Für biegebeanspruchte Wabensandwichaufbauten bedeutet dies, dass für die Zug- und Druckseite bei gleichem Deckschichtaufbau unterschiedliche Elastizitätsmodule zu berücksichtigen sind. Zudem sind Aramidfasern von den drei hier näher beschriebenen Faserwerkstoffen am problematischsten zu verarbeiten.

- **Glasfasern** sind aufgrund ihres geringen Preises und der guten Verarbeitbarkeit die am häufigsten verwendeten Verstärkungsfasern. Da Glasgewebe mit einem dichten Webbild bereits ab einem Flächengewicht von 58 g/m² verfügbar sind, lassen sich hiermit die dünnsten und leichtesten Deckschichten aufbauen. Diese Deckschichten werden z. B. vorzugsweise für extrem leichte Sandwichtaufbauten im Modellbau verwendet. GFK-Laminat weisen zwar gegenüber CFK- und AFK-Laminaten ein höheres Gewicht bei gleicher Laminatstärke auf, erreichen dabei aber vergleichbare Festigkeiten. Ein wesentlicher verfahrenstechnischer Vorteil ist bei Glasfaserlaminaten durch die Transparenz der Glasfasern gegeben: Die Ausprägung der Kehlnahtverklebung zwischen Deckhaut und Wabenkern kann durch eine transparente GFK-Deckhaut kontrolliert werden. Glasfaserlaminat sind als Deckschichten von Wabensandwichtaufbauten universell einsetzbar.
- **Kohlenstofffasern** werden als Deckschichten von Wabensandwichtaufbauten dort eingesetzt, wo hohe Steifigkeiten erforderlich sind. Ein weiterer Vorteil von CFK ist eine höhere dynamische Festigkeit gegenüber GFK und AFK. Gewichtsspezifisch ist CFK zwischen AFK und GFK einzuordnen. Kohlenstofffasergewebe mit einem Flächengewicht unter 100 g/m² haben allerdings ein sehr offenes Webbild und erreichen dann im Laminat nur geringe Faser-volumenanteile. Aufgrund ihrer hohen Steifigkeit ist es bei Wabensandwichtaufbauten mit Kohlenstofffaserdeckschichten nicht unbedingt erforderlich, die Decklaminat vor dem Verpressen des Wabenkerns aushärten zu lassen. Ab einem Gewebegewicht von 200 g/m² ist ein Durchschlagen der Wabenkernstruktur auf der Deckschichtaußenseite kaum noch feststellbar, selbst wenn Laminat und Wabenkern „nass in Nass“ verpresst werden. Dadurch, dass keine separate Klebeschicht erforderlich ist, ergibt sich ein weiterer gewichtsspezifischer Vorteil von CFK- gegenüber GFK-Deckschichten.

Weiterhin sind Kombinationen unterschiedlicher Fasertypen als Deckschichten von Wabensandwichtaufbauten möglich:

- Als **Mischgewebe** mit zwei unterschiedlichen Fasertypen in einem Faserhalbzeug sind hauptsächlich Kombinationen aus Kohlenstofffasern und Aramid- oder Glasfasern erhältlich. Während häufig argumentiert wird, man könne auf diese Weise die Vorteile zweier Fasertypen miteinander kombinieren, zeigt sich in der Praxis, dass auch die Nachteile beider Fasertypen dominieren können. So ist der Einsatz von Kombinationen aus Aramid- und Kohlenstofffasern in einem Gewebe im unmittelbaren Schutzbereich von Personen nicht zu empfehlen, da im Crashfall die steifen Kohlenstofffasern zersplittern, bevor die wesentlich elastischeren Aramidfasern im nennenswerten Umfang Belastungen aufnehmen können. Mischgewebe erzielen jedoch bei transparenten Deckschichten eine effektvolle Optik und werden daher auch häufig wegen ihres speziellen Designs eingesetzt.
- **Mischlaminat** sind Laminataufbauten, bei denen Gewebe oder Gelege aus unterschiedlichen Fasertypen kombiniert werden, ohne dass unterschiedliche Fasern miteinander verwoben sind. Sinnvoll ist ihre Anwendung bei sogenannten Mehrfachsandwichtaufbauten, bei denen mehrere Wabenkernlagen unter Zwischenlage verschiedener Decklagen kombiniert werden. Hierdurch kann man Konstruktionen aufbauen, die bei Verwendung von Kohlefaserdecklagen sehr steif sind, mit Aramidfaserdecklagen aber auch sehr zäh sind und im Personenschutzbereich nicht splintern. Ein typisches Beispiel solcher Aufbauten sind Monocoques, die als Sicherheitscockpits im Rennsportbereich eingesetzt werden. Die Auslegung von Mischlaminaten ist allerdings stets problematisch, da durch die verschiedenen Eigenschaften der Fasertypen ein Bauteilverzug auftreten kann. Verschiedene Lagen unterschiedlicher Fasertypen in einem Laminat weisen in der Regel erhöhte interlaminare Scherspannungen auf, was die Delaminationsgefahr vergrößert. Dieser Effekt kann jedoch auch erwünscht sein, da bei Delamination im Crashfall gleichfalls sehr viel Energie aufgenommen wird.

Neben der Auswahl des Fasertyps stehen auch noch unterschiedliche Faserhalbzeuge zur Verfügung. Gewebe werden bei Laminat-Flächengewichten bis ca. 400 g/m² angewendet. Sind höhere Flächengewichte erforderlich, können diese entweder aus mehreren Gewebelagen zusammengestellt werden, oder es werden Gelege verwendet, die eine Vielzahl von Faserorientierungen in einem Faserprodukt ermöglichen und Flächengewichte bis zu mehreren kg pro m² aufweisen können [Saer 98].

4.2.1.2 Bestimmung von Laminatstärke und Faserorientierung

Nach der Auswahl des Decklagenwerkstoffes muss die Laminatbelegung bestimmt werden. Dabei gilt es, Fasermengen und deren Orientierungen festzulegen. Die Dimensionierung erfolgt schrittweise, indem von einem dünnen Grundlaminat ausgehend dem Leichtbaugedanken entsprechend nur dort verstärkt wird, wo dies strukturell erforderlich ist. Dabei hat sich folgende Vorgehensweise bewährt:

Zunächst wird ein Grundaufbau gewählt, der geeignet ist, ein geschlossenes Laminat aufzubauen, und als Deckschicht die Sechseckzellen der Wabenstruktur soweit überbrücken kann, dass Telegraphing vermieden wird. *Bild 4.31* zeigt einige Beispiele von Grundaufbauten für verschiedene Anwendungsfälle.

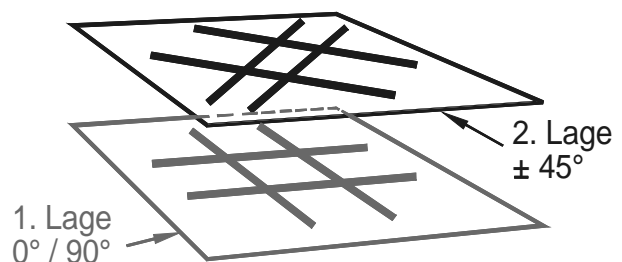
Anwendungsbeispiel	Faserhalbzeug				Laminatseigenschaften*			
	Bezeichnung	Flächengewicht [g/m ²]		Faserorientierung		Flächengewicht ca. [g/m ²]	Laminatstärke ca. [mm]	Bemerkung
		1. Lage	2. Lage	1. Lage	2. Lage			
Modellflugzeugrumpf	Glasgewebe CS-ITG 02085	58		+45° / -45°		213	0,13	extrem dünn, sehr leicht
	Glasgewebe CS-ITG 02085		58		0° / 90°			
Ultraleichtflugzeug (Tragflügel, Rumpf)	Glasgewebe CS-ITG 91111	105		+45° / -45°		386	0,24	Minimalbelegung
	Glasgewebe CS-ITG 91111		105		0° / 90°			
Segelflugzeug-Tragflügel	Kohlegewebe	245		+45° / -45°		1.078	0,79	hohe Steifigkeit der Deckhaut
	Kohlegewebe		245		0° / 90°			
Fahrzeug-Motorhaube	Glasgewebe CS-ITG 92110	163		+45° / -45°		599	0,37	Sekundärstruktur
	Glasgewebe CS-ITG 92110		163		0° / 90°			
Bootsrumpf, Lkw-Aufbau	Glas-Biaxialgelege	408		+45° / -45°		1.466	0,89	hohe Stoßfestigkeit
	Glasgewebe CS-ITG 92140		390		0° / 90°			

*: rechnerische Werte bei 35% Faservolumenanteil

Bild 4.31: Grundaufbauten von Deckschichtlaminaten für verschiedene Anwendungsfälle

Aufgrund der geringeren Kerbempfindlichkeit ist es sinnvoll, den Grundaufbau wie in den obigen Beispielen selbst bei einachsiger Beanspruchung quasiisotrop zu gestalten. Dieses kann mit zwei Lagen bidirektionaler Faserhalbzeuge erfolgen, deren Faserorientierung um 45° zueinander gedreht sind, *Bild 4.32*.

Bild 4.32: Quasiisotroper Laminataufbau mit zwei Gewebelagen



Der Grundaufbau trägt bereits zur Übertragung von Belastungen in der Schalenebene bei, ist jedoch ggf. noch nicht ausreichend dimensioniert, um alle Belastungen ertragen zu können. Für die Dimensionierung des Grundaufbaus gelten folgende Anhaltswerte:

- Für quasiisotrope Laminataufbauten aus zwei Faserhalbzeugen (z. B. Geweben oder Gelegen) ergeben sich unter Einbeziehung der in Kapitel 3 beschriebenen Untersuchungen die in *Bild 4.33* dargestellten quasiisotropen, also richtungsunabhängigen Lamineigenschaften. Die Werte sind als Anhaltswerte zu verstehen, die sich bei Faservolumenanteilen von 35% ergeben. Dabei wurden die Spezifikationen der Ausgangsprodukte wie in *Bild 4.34* zugrunde gelegt.
- Die Dicke des Grundaufbaus sollte bei CFK-Deckhäuten mindestens 1/30 des Wabenkern-Zelldurchmessers und bei GFK- und AFK Deckhäuten 1/20 des Wabenkern-Zelldurchmessers betragen. *Bild 4.34* gibt einen Überblick über die Flächengewichte und Laminatstärken unterschiedlicher Gewebekombinationen bei quasiisotropem Laminataufbau. Für Standardwabekerne ist die relative Hautstärke dargestellt. Bei Kombinationen mit zu geringer relativer Hautstärke ist mit Telegraphing zu rechnen. Diese sind in *Bild 4.34* farblich gekennzeichnet.
- Eine Bauteildimensionierung kann zunächst mit dem Grundaufbau erfolgen. Unter Annahme linearelastischen Verhaltens werden dabei ggf. Bauteilzonen erkannt, die überlastet sind.

In einem weiteren Schritt müssen dann Bauteilzonen, die nach der vorab beschriebenen Methode überlastet sind, verstärkt werden. Dazu werden Verstärkungslagen aufgebracht, die entsprechend der Belastungsrichtung anzuordnen sind. Die Dimensionierung erfolgt unter Annahme einer beulsteifen Schale. Die Untersuchung der Beulsteifigkeit erfolgt separat mit der Dimensionierung des Wabenkerns.

Eine überschlägige Dimensionierung mehrlagiger Laminataufbauten ist auch ohne aufwendige Rechnerprogramme oder die Anwendung komplizierter Theorien möglich, wenn Beanspruchungen in unterschiedlichen Richtungen zerlegt und dann jeder Belastungsrichtung entsprechend ausgerichtete Einzellagen zugeordnet werden. Das Beispiel der überschlägigen Dimensionierung eines Flugzeugtragflügels von FUNKE [Fun 99] zeigt das auf einfache Weise.

Lamineigenschaften quasiisotroper Grundaufbauten:

Fasertyp	Elastizitätsmodul ¹⁾	spezifische Laminatstärke ²⁾	Beispiel	
			Laminatstärke in mm / kg Faserhalbzeug	Faserbelegung
Glas	ca. 15.000 N/mm ²	1,12 mm / kg	2 x 105 g/m ²	0,24 mm
Aramid	ca. 16000 N/mm ²	1,97 mm / kg	2 x 110 g/m ²	0,43 mm
Kohle	ca. 36.600 N/mm ²	1,60 mm / kg	2 x 160 g/m ²	0,51 mm

1): Die hier dargestellten Elastizitätsmodule sind als Anhaltswerte zu verstehen. Es wird empfohlen, in konkreten Anwendungsfällen die Elastizitätsmodule experimentell zu überprüfen

2): Die spezifische Laminatstärke ermöglicht eine einfache Abschätzung der Laminatstärke anhand der eingesetzten Fasermenge.

Bild 4.33: Lamineigenschaften: Anhaltswerte für quasiisotrope Laminataufbauten aus biaxialen Faserhalbzeugen

Rechnerisch ermittelte Werte für:

Faservolumenanteil: 35 %

Spez. Harzgewicht: 1,15 g/cm³

Spez. Fasergewicht:

Glasfaser: 2,55 g/cm³Kohlefaser: 1,78 g/cm³Aramidfaser: 1,45 g/cm³

Bei den farblich hinterlegten Kombinationen ist aufgrund der geringen relativen Hautstärke mit Telegraphing zu rechnen.

Bild 4.34: Quasiisotrope Belegung von Standardwabenkernen mit verfügbaren Faserhalbzeugen

Wabenkern	Decklagen				relative Hautstärke
	Faserhalbzeug		Laminat		
Zellgröße	Fasertyp	Flächengewicht	Flächengewicht q	Decklagenstärke s	
z [mm]		[g/m ²]	[g/m ²]	[mm]	s/z
3,2	Glas	2 x 58	213	0,13	1/ 25
3,2	Glas	2 x 105	386	0,24	1/ 14
3,2	Glas	2 x 163	599	0,37	1/ 9
3,2	Aramid	2 x 61	302	0,24	1/ 13
3,2	Aramid	2 x 110	544	0,43	1/ 7
3,2	Kohle	2 x 93	409	0,30	1/ 11
3,2	Kohle	2 x 160	704	0,51	1/ 6
4,8	Glas	2 x 105	386	0,24	1/ 20
4,8	Glas	2 x 163	599	0,37	1/ 13
4,8	Glas	2 x 280	1.029	0,63	1/ 8
4,8	Aramid	2 x 61	302	0,24	1/ 20
4,8	Aramid	2 x 110	544	0,43	1/ 11
4,8	Kohle	2 x 93	409	0,30	1/ 16
4,8	Kohle	2 x 160	704	0,51	1/ 9
4,8	Kohle	2 x 245	1.078	0,79	1/ 6
6,4	Glas	2 x 105	386	0,24	1/ 27
6,4	Glas	2 x 163	599	0,37	1/ 18
6,4	Glas	2 x 280	1.029	0,63	1/ 10
6,4	Glas	2 x 390	1.433	0,87	1/ 7
6,4	Aramid	2 x 110	544	0,43	1/ 15
6,4	Aramid	2 x 170	841	0,67	1/ 10
6,4	Kohle	2 x 93	409	0,30	1/ 21
6,4	Kohle	2 x 160	704	0,51	1/ 12
6,4	Kohle	2 x 245	1.078	0,79	1/ 8
9,6	Glas	2 x 163	599	0,37	1/ 26
9,6	Glas	2 x 280	1.029	0,63	1/ 15
9,6	Glas	2 x 390	1.433	0,87	1/ 11
9,6	Glas	2 x 408	1.499	0,91	1/ 11
9,6	Aramid	2 x 110	544	0,43	1/ 22
9,6	Aramid	2 x 170	841	0,67	1/ 14
9,6	Kohle	2 x 93	409	0,30	1/ 32
9,6	Kohle	2 x 160	704	0,51	1/ 19
9,6	Kohle	2 x 245	1.078	0,79	1/ 12
12,8	Glas	2 x 280	1.029	0,63	1/ 20
12,8	Glas	2 x 390	1.433	0,87	1/ 15
12,8	Glas	2 x 408	1.499	0,91	1/ 14
12,8	Aramid	2 x 110	544	0,43	1/ 30
12,8	Aramid	2 x 170	841	0,67	1/ 19
12,8	Kohle	2 x 93	409	0,30	1/ 43
12,8	Kohle	2 x 160	704	0,51	1/ 25
12,8	Kohle	2 x 245	1.078	0,79	1/ 16
19,2	Glas	2 x 408	1.499	0,91	1/ 21
19,2	Aramid	2 x 170	841	0,67	1/ 29
19,2	Kohle	2 x 160	704	0,51	1/ 37
19,2	Kohle	2 x 245	1.078	0,79	1/ 24
19,2	Kohle	2 x 290	1.276	0,93	1/ 21

4.2.2 Dimensionierung des Wabenkerns

Der Wabenkern hält die Decklagen des Sandwichaufbaus auf Abstand und nimmt Druck- und Schubbeanspruchungen senkrecht zur Oberfläche sowie Schubbeanspruchung bei paralleler Verschiebung der Deckschichten zueinander auf, vergl. DIN 53 294. Die Dicke der Sandwichplatte wird im wesentlichen über die Wabenkernstärke bestimmt. Die Steifigkeit von Sandwichelementen wurde bereits in Kapitel 2.6 behandelt.

4.2.2.1 Auswahl des Wabenkerns

Standardmäßig sind verschiedene Polyamid-Wabenkerne mit Sechseckzellen verfügbar, die sich im Zelldurchmesser, im Raumgewicht sowie in der Papierdicke, aus denen die Zellwände aufgebaut sind, unterscheiden. Darüber hinaus sind in einigen Abmessungen auch überexpandierte Wabenkerne erhältlich, die eine höhere Verformbarkeit aufweisen und aufgrund ihrer Rechteckform mit dem Nachsatz „-R“ gekennzeichnet sind. *Bild 4.35* gibt einen Überblick über die bei EURO-COMPOSITES [Eur 98] verfügbaren Polyamid-Wabenkerne.

Bei der Auswahl des Wabenkerns sind folgende Punkte zu berücksichtigen:

- Es sollte eine sinnvolle Abstimmung zwischen Decklagenstärke und Wabenkernzelldurchmesser gewählt werden. Während für sehr dünne Decklagen kleine Zelldurchmesser erforderlich sind, können bei dickeren Decklagen große Zelldurchmesser verwendet werden. Anhaltswerte hierzu wurden bereits in Kapitel 4.2.1.2 gegeben.
- Der Wabenkern muss über genügend Druckfestigkeit verfügen, um Druckbelastungen senkrecht zur Schalenebene aufnehmen zu können. Dabei sind insbesondere punktuelle Belastungen und Einzelkräfte zu berücksichtigen. Druckkräfte werden über die Deckhäute auf die Wabenstege übertragen. Die Beanspruchungsgrenze des Wabenkerns bei Druckbeanspruchung wird erreicht, wenn der Wabensteg ausbeult. Die in *Bild 4.32* aufgeführten Druckfestigkeitswerte gelten für unstabilierte Wabenkerne. Wabenkerne, die durch Verklebung mit den Deckhäuten stabilisiert wurden, weisen geringfügig höhere Druckfestigkeitswerte auf.
- Die angegebenen Schubfestigkeits- und -steifigkeitswerte gelten für Beanspruchungen nach DIN 53 294. Dabei wird der Sandwichaufbau in Richtung der Deckhäute beansprucht. Die in Kapitel 3 dargestellten Untersuchungen zeigten jedoch geringere Steifigkeitswerte bei Schubbeanspruchung senkrecht zur Deckhaut. Systematische Untersuchungsergebnisse zur Schubfestigkeit und -steifigkeit liegen für diese Belastungsrichtung bislang nicht vor. Die Ergebnisse der Untersuchungen aus Kapitel 3 zeigten hier um etwa die Hälfte geringere Steifigkeitswerte.
- Bei gleichem Raumgewicht erreichen Wabenkerne mit kleinem Zelldurchmesser und geringer Papierstärke geringfügig höhere Druckfestigkeitswerte als Wabenkerne mit großem Zelldurchmesser und dickerer Papierstärke, *Bild 4.35*. Dabei sind die Wabenkerne mit größerem Zelldurchmesser besser verformbar. In Verbindung mit dünnen Deckschichten tritt bei großen Zelldurchmessern aber auch eher Telegraphing auf.
- Zusätzlich zu den in *Bild 4.35* dargestellten Eigenschaften sind weitere Variationen bei Verwendung unterschiedlicher Papiersorten oder bei unterschiedlichem Tränkungsgrad der Wabenkerne möglich. Ferner haben diese Variationen aber auch Einfluss auf die Verklebbarkeit mit unterschiedlichen Deckhäuten. In einzelnen Anwendungsfällen ist hier stets eine Absprache mit dem Wabenkernhersteller erforderlich.

Das folgende *Bild 4.32* gibt die mechanischen Eigenschaften einiger Polyamid-Wabenkerne nach EURO-COMPOSITES [Eur 98] wieder. Die Werte wurden an Testscheiben von 12,7 mm Dicke (1/2") ermittelt.

Produktbezeichnung			Druck		Ebener Schub							
Zelle - mm	Raum- gewicht kg/m ³	Papier- dicke µm	unstabilisiert		L-Richtung				W-Richtung			
			Festigkeit [N/mm ²]		Festigkeit [N/mm ²]		Modul [N/mm ²]		Festigkeit [N/mm ²]		Modul [N/mm ²]	
			min.	typ.	min.	typ.	min.	typ.	min.	typ.	min.	typ.
ECA	3.2 - 29	43	0,54	0,80	0,52	0,62	22	27	0,28	0,38	12	16
ECA	3.2 - 48	56	1,90	2,10	1,16	1,32	38	48	0,62	0,72	24	30
ECA	3.2 - 64	56	3,70	4,50	1,48	1,78	50	64	0,82	0,97	30	38
ECA	3.2 - 64	81	3,10	3,90	1,60	1,90	60	68	0,94	1,05	38	44
ECA	3.2 - 80	81	4,70	5,50	1,95	2,35	68	80	1,05	1,25	38	48
ECA	3.2 - 96	81	6,60	7,44	2,45	2,80	86	96	1,42	1,68	56	68
ECA	3.2 - 123	81	10,00	11,80	2,90	3,35	98	118	1,76	1,94	71	84
ECA	3.2 - 128	81	11,30	12,88	2,95	3,40	104	128	1,78	2,05	74	87
ECA	3.2 - 144	81	13,20	15,20	2,90	3,50	110	128	1,90	2,20	80	94
ECA	3.2 - 200	81	23,00	26,60	3,60	4,00	120	138	2,20	2,70	84	98
ECA	4.0 - 29	56	0,60	0,80	0,45	0,56	18	26	0,26	0,34	11	14
ECA	4.0 - 48	56	2,26	2,68	1,06	1,20	34	42	0,56	0,68	22	28
ECA	4.0 - 64	81	3,90	4,65	1,44	1,70	48	58	0,80	0,90	30	40
ECA	4.0 - 80	81	5,10	5,70	1,90	2,50	66	78	0,98	1,26	36	44
ECA	4.0 - 123	105	9,30	10,80	3,40	3,85	110	125	1,86	2,10	58	68
ECA	4.0 - 128	105	10,00	11,50	3,50	3,90	115	130	1,90	2,20	60	70
ECA	4.0 - 144	105	13,00	16,00	3,60	4,00	120	135	2,00	2,40	70	82
ECA	4.8 - 32	56	0,90	1,15	0,58	0,76	23	31	0,36	0,42	16	22
ECA	4.8 - 48	56	2,60	2,85	0,98	1,14	34	40	0,56	0,66	22	28
ECA	4.8 - 64	81	3,40	4,40	1,70	2,00	52	64	0,92	1,14	34	46
ECA	4.8 - 96	81	8,40	9,00	2,26	2,56	78	84	1,32	1,48	46	56
ECA	4.8 - 96	105	7,30	8,00	2,52	2,85	88	94	1,44	1,68	56	64
ECA	4.8 - 123	132	9,30	10,80	3,40	3,85	110	125	1,86	2,10	58	68
ECA	6.4 - 24	56	0,54	0,70	0,34	0,52	14	20	0,18	0,26	11	14
ECA	6.4 - 32	56	0,80	1,06	0,54	0,76	22	32	0,30	0,40	12	20
ECA	6.4 - 50	81	2,15	2,60	1,00	1,26	30	44	0,56	0,72	20	28
ECA	6.4 - 64	81	3,40	4,60	1,54	1,92	54	66	0,79	1,10	32	40
ECA	9.6 - 24	81	0,52	0,66	0,32	0,52	13	21	0,16	0,26	9	14
ECA	9.6 - 32	81	0,68	1,06	0,56	0,77	18	30	0,29	0,38	11	17
ECA	9.6 - 48	81	1,80	2,20	1,15	1,30	30	41	0,66	0,80	20	26
ECA	12.8 - 32	132	0,75	0,95	0,46	0,56	16	20	0,26	0,30	9	12
ECA	12.8 - 64	132	2,80	3,40	1,60	1,82	52	64	0,88	1,15	26	36
ECA	19.2 - 24	132	0,50	0,62	0,50	0,60	11	16	0,22	0,28	9	11
ECA	19.2 - 32	132	0,70	0,92	0,60	0,80	18	28	0,32	0,48	14	22
ECA-R	4.8 - 29	56	0,60	0,85	0,31	0,42	9	14	0,32	0,44	14	24
ECA-R	4.8 - 48	56	2,30	2,80	0,66	0,74	18	24	0,72	0,82	36	44
ECA-R	4.8 - 64	56	3,80	4,60	0,72	0,84	22	26	0,90	1,04	48	56
ECA-R	6.4 - 48	56	2,30	2,80	0,66	0,74	15	22	0,72	0,78	33	42
ECA-R	6.4 - 56	56	2,80	4,10	0,74	0,94	18	24	0,78	0,92	36	46
ECA-R	6.4 - 64	56	3,20	4,50	0,82	0,92	21	26	0,92	1,02	40	56

In der Tabelle sind die Mindestwerte und die Durchschnittswerte der garantierten mechanischen Eigenschaften angeführt. Die Daten basieren auf Ergebnissen von Prüflingen mit 12,7 mm Dicke, die bei Raumtemperatur getestet wurden. Alle Angaben sind auf das nominale Raumgewicht bezogen. Die Sicherheit der angeführten Daten beruht auf Versuchen und Erfahrungen. Die Genauigkeit der Werte wird angenommen, jedoch wird keine Haftung für entstehenden Verlust, Beschädigung und Zuverlässigkeit übernommen, da die Anwendung außerhalb unserer Kontrolle liegt.

Bild 4.35: Mechanische Eigenschaften von Polyamid-Wabenkernen nach [EURO-COMPOSITES 98].

4.2.2.2 Bestimmung der Wabenkernstärke biegebeanspruchter Träger

Die Dicke von Wabensandwichplatten wird im Wesentlichen über die Wabenkernstärke bestimmt. Bei der Dimensionierung von Sandwichstrukturen wird die Eigenbiegesteifigkeit der Deckhäute in der Regel vernachlässigt. Für die Dimensionierung ist zunächst zu unterscheiden, ob eine Biege- oder Beulbeanspruchung vorliegt.

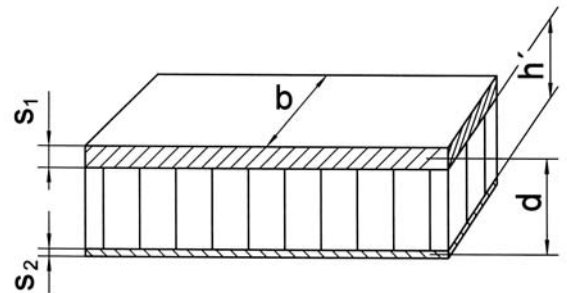
Biegebeanspruchungen im Sandwich entstehen durch Einzelkräfte, Linien- und Flächenlasten, die senkrecht auf die Oberfläche der Sandwichstruktur wirken. Diese Lasten rufen darüber hinaus Schubbeanspruchungen im Sandwichkern hervor. Unter Vernachlässigung der Eigenbiegesteifigkeit von Deckhäuten und Kern sowie der Schubsteifigkeit der Deckhäute ergeben sich für den Sandwichstreifen, *Bild 4.36*, bei symmetrischer Deckhautbelegung, $s_1 = s_2$, folgende mechanische Kenngrößen:

Das Trägheitssmoment ist:

$$(34) \quad I = \frac{b \cdot d^2 \cdot s}{2} \quad \text{für } s_1 = s_2 = s$$

Das Widerstandsmoment ist:

$$(35) \quad W = b \cdot d \cdot s \quad \text{für } s_1 = s_2 = s$$



Der Schubquerschnitt ist der Wabenkernquerschnitt. Er beträgt:

$$d = h' + \frac{s_1 + s_2}{2} \approx h' \quad \text{für } s_{1,2} \ll h'$$

$$(36) \quad A_{\text{Kern}} = b \cdot h' \approx b \cdot d \quad \text{für } s_{1,2} \ll h'$$

Bild 4.36: Sandwichstreifen

Die Festlegung der Wabenkernstärke geschieht dann im Hinblick auf eine ausreichende Biegefestigkeit bzw. -steifigkeit des Sandwichträgers. Ferner ist zu überprüfen, ob auch eine ausreichende Schubfestigkeit vorhanden ist.

Die Dimensionierung von Sandwichträgern erfolgt unter Berücksichtigung obiger Formeln nach den Methoden der Festigkeitslehre. DUBBEL [Dub 87] liefert ein umfangreiches Tabellenwerk mit Biegelinien von statisch bestimmten Trägern mit konstantem Querschnitt. Dabei ist allerdings folgendes zu beachten:

Die Gleichung der Biegelinie berücksichtigt lediglich Biegeverformungen. Dieses ist sinnvoll, da bei schlanken Biegeträgern die Schubverformungen bei den im Maschinenbau üblichen Trägerquerschnitten vernachlässigbar klein sind. Sandwichträger sind im Vergleich dazu aber wesentlich schubweicher, sodass die Schubverformungen durchaus einen nennenswerten Anteil an den Gesamtverformungen aufweisen können. Das haben die in Kapitel 3 dargestellten Untersuchungen gezeigt. Bei der Ermittlung der Gesamtdurchbiegung wird dabei die Schubverformung der Biegeverformung überlagert.

4.2.2.3 Berücksichtigung asymmetrischer Deckschichtaufbauten bei biegebeanspruchten Trägern

Für asymmetrische Sandwichaufbauten ist ferner zu berücksichtigen, dass sich die neutrale Faser in Richtung der steiferen Deckhaut verschiebt, *Bild 4.37*. Dabei können sich sowohl die Deckhautstärken $s_1 \neq s_2$ wie auch die Elastizitätsmodule $E_1 \neq E_2$ unterscheiden. Für das Trägheitsmoment I gilt bei Vernachlässigung der Eigenbiegesteifigkeit der Deckhäute:

$$(37) \quad I = b \cdot (a_1^2 \cdot s_1 + a_2^2 \cdot s_2)$$

Dabei lautet die geometrische Bedingung:

$$(38) \quad a_1 + a_2 = d$$

Aufgrund der Gleichgewichtsbedingungen ergibt sich:

$$(39) \quad \frac{a_1}{a_2} = \frac{E_2 \cdot s_2}{E_1 \cdot s_1}$$

Das Trägheitsmoment I beträgt somit:

$$(40) \quad I = b \cdot d^2 \cdot \frac{\frac{E_2^2 \cdot s_2^2}{E_1^2 \cdot s_1} + s_2}{\left[1 + \frac{E_2 \cdot s_2}{E_1 \cdot s_1}\right]^2}$$

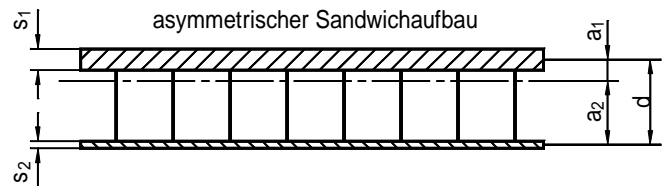
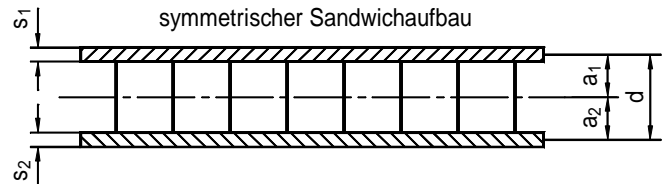


Bild 4.37: Verschiebung der neutralen Faser bei asymmetrischem Sandwichaufbau

Die Ermittlung der Biegespannung erfolgt nach dem Zusammenhang

$$(41) \quad \sigma_B = \frac{M_B \cdot z_{\max}}{I}$$

wobei z_{\max} der Randfaserabstand ist und bei Deckhäuten, deren Dicke klein gegenüber der Wabenkernstärke ist, dem Trägheitsradius a_i gleichgesetzt werden kann. Bei unterschiedlichen Deckschichten sind dabei stets die Spannungen in beiden Deckhäuten zu überprüfen.

Steifigkeitsanalysen erfordern die Angabe der Biegesteifigkeit $E \cdot I$. Bei Deckhäuten mit unterschiedlichem E-Modul ergibt sich die Biegesteifigkeit:

$$(42) \quad E \cdot I = b \cdot (E_1 \cdot s_1 \cdot a_1^2 + E_2 \cdot s_2 \cdot a_2^2)$$

Das Einsetzen der geometrischen Bedingungen und der Gleichgewichtsbedingungen ergibt:

$$(43) \quad E \cdot I = b \cdot d^2 \cdot \frac{E_2 \cdot s_2}{1 + \frac{E_2 \cdot s_2}{E_1 \cdot s_1}}$$

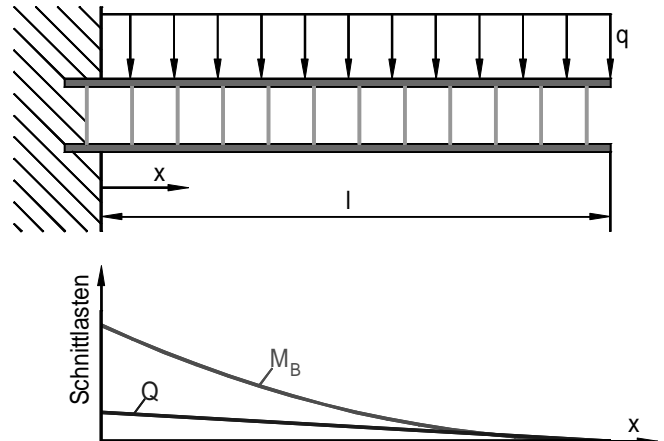
4.2.2.4 Berechnungsbeispiel: Sandwichträger mit konstanter Streckenlast

Das folgende Beispiel zeigt die Vorgehensweise für die Ermittlung der Durchbiegung an einem Sandwichträger unter konstanter Streckenlast:

Für einen Biegeträger mit konstanter Streckenlast ergeben sich die in *Bild 4.38* dargestellten Verläufe für die Querkraft und das Biegemoment. Es gilt:

$$(44) \quad Q(x) = \int_0^x q(x) dx = q \cdot (l - x)$$

$$(45) \quad M_B(x) = \int_0^x Q(x) dx = \frac{q \cdot (l - x)^2}{2}$$



Die Gleichung der Biegelinie lautet nach DUBBEL [Dub 87, C 20, Tabelle 5a, Belastungsfall 4]:

$$(46) \quad w(x) = \frac{q \cdot l^4}{24 \cdot E \cdot I} \cdot \left[\frac{x}{l} - 2 \cdot \left(\frac{x}{l} \right)^3 + \left(\frac{x}{l} \right)^4 \right]$$

Das Maximum der Durchbiegung bei $x = l/2$ beträgt:

$$(47) \quad f_m = \frac{5}{384} \cdot \frac{q \cdot l^4}{E \cdot I}$$

Zur Berücksichtigung der Schubverformung wird zunächst der Schubverlauf ermittelt. Bei konstantem Trägerquerschnitt $A_{Kern} = konst.$ beträgt dieser:

$$(48) \quad \tau(x) = \frac{Q(x)}{A_{Kern}}$$

Die Schubverformung beträgt unter Annahme des Kernquerschnitts $A_{Kern} = b \cdot d$ sowie des Schubmoduls G_{Kern} für den Wabenkern:

$$(49) \quad w_\tau(x) = \int_0^x \frac{\tau(x)}{G_{Kern}} dx = \int_0^x \frac{Q(x)}{b \cdot d \cdot G_{Kern}} dx$$

Im vorliegenden Fall ergibt sich:

$$(50) \quad w_\tau(x) = \frac{q}{b \cdot d \cdot G_{Kern}} \cdot \int_0^x \frac{l}{2} - x dx = \frac{q \cdot (l \cdot x - x^2)}{b \cdot d \cdot G_{Kern}}$$

Für die maximale Schubverformung in der Mitte des Trägers bei $x = l/2$ wird im vorliegenden Fall:

$$(51) \quad w_{\tau}(x = l/2) = \frac{q \cdot l^2}{4 \cdot b \cdot d \cdot G_{Kern}}$$

Für einen nach *Bild 4.38* belasteten Sandwich-Biegeträger, der im Aufbau den Referenzplatten der in Kapitel 3 beschriebenen Untersuchungen entspricht, ergibt sich bei einer Flächenlast von $0,1 \text{ N/mm}^2$ der in *Bild 4.39* dargestellte Verlauf der Verformungen in Abhängigkeit von der Länge l . Die Gesamtverformung setzt sich aus der Biege- und der Schubverformung zusammen. Da im vorliegenden Beispiel die Biegeverformung in vierter Potenz und die Schubverformung mit dem Quadrat der Länge des Trägers steigt, überwiegt beim kurzen Träger die Schubverformung. Beim langen Träger macht die Biegeverformung den weitaus größten Anteil an der Gesamtverformung aus.

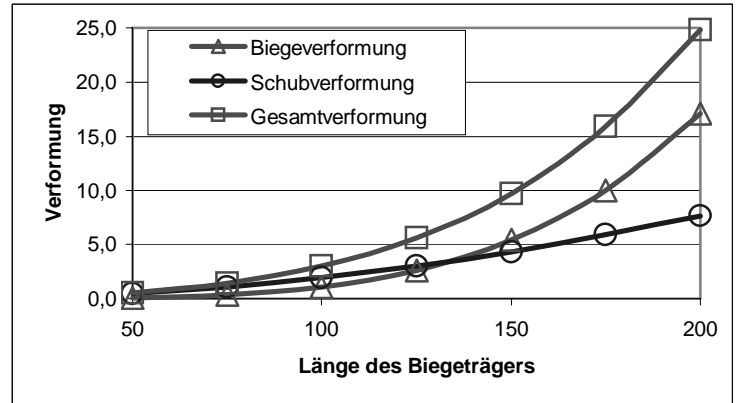


Bild 4.39: Verformungen des im Beispiel erläuterten Sandwichträgers in Abhängigkeit von der Trägerlänge

Die Bestimmung der Wabenkernstärke für biegebeanspruchte Träger erfolgt im Zusammenhang mit der Dimensionierung der Deckhäute. Dabei gilt jedoch, dass die Biegesteifigkeit und -festigkeit vor allem über die Kernstärke erreicht wird. Als Vordimensionierung wird zunächst eine vorläufige Belegung der Deckhäute vorgenommen. Über die Wabenkernstärke wird dann die erforderliche Biegesteifigkeit und -festigkeit aufgebaut. Ggf. wird die Dimensionierung der Deckhäute in weiteren Iterationsschritten nochmals korrigiert. Der Wabenkernwerkstoff hat zumindest rechnerisch keinen Einfluss auf die Biegefestigkeit und -steifigkeit des Sandwichverbundes, da er bei der Auslegung als biegeweich angenommen wird. Entscheidenden Einfluss hat der Wabenkernwerkstoff jedoch auf die Schubsteifigkeit und -festigkeit des biegebeanspruchten Sandwichträgers. In diesem Zusammenhang muss noch einmal besonders darauf hingewiesen werden, dass Schubkennwerte für Wabenkerne nach einem Prüfverfahren ermittelt werden, das hinsichtlich der Belastungsrichtung nicht der Schubbeanspruchung in einem biegebelasteten Träger entspricht. Wabenkerne weisen aber im Gegensatz zu homogenen Kernwerkstoffen ein anisotropes Verhalten auf. Da für die entsprechende Belastungsrichtung keine Schubkennwerte vorliegen, sind in Anwendungsfällen mit hoher Schubbeanspruchung des Wabenkerns stets experimentelle Untersuchungen erforderlich.

4.2.3 Beulnachweis

Platten und Schalen gehen bei Erreichen einer kritischen Belastung in eine benachbarte (ausgebeulte) stabile Gleichgewichtslage über. Beulkritische Spannungen liegen als Biege-, Druck- oder Schubbeanspruchung in der Schalenebene vor, *Bild 4.40*. Hierin liegt ein wesentlicher Unterschied zu biegebelasten Sandwichaufbauten, wie sie den vorangegangenen Abschnitten behandelt wurden. Bei der Führung des Beulnachweises ist für einen gewählten Aufbau zu zeigen, dass in keinem der Hautfelder die beulkritische Spannung erreicht wird.

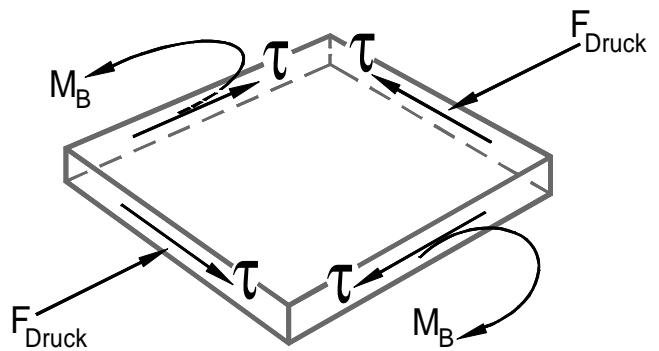


Bild 4.40: Beanspruchungen beulkritischer Spannungen in der Haut

In der Praxis einfach umsetzbar ist die Vorgehensweise nach HERTEL [Her 80]. Er verwendet Diagramme, anhand derer für verschiedene Belastungsfälle Beulfaktoren zur Ermittlung beulkritischer Spannungen ermittelt werden. Die Beulfaktoren hängen von den Randbedingungen sowie dem Seitenverhältnis des entsprechenden Beulfeldes ab. HERTEL liefert dabei auch Ansätze für die Auslegung von Wabensandwichaufbauten. Er berücksichtigt jedoch nicht die spezifischen Besonderheiten von FVK-behäuteten Wabenkernen.

Die Auslegung beulbeanspruchter Platten- und Schalenkonstruktionen in FVK-Wabensandwichbauweise erfolgt auf folgende Weise:

- Zunächst werden die Decklagen wie in Kapitel 4.2.1 beschrieben dimensioniert. Bei asymmetrischem Aufbau der Decklagen ist ggf. eine asymmetrische Aufteilung der Belastungen in den Decklagen aufgrund unterschiedlicher Steifigkeiten zu berücksichtigen.
- Zu untersuchende beulkritische Felder sind ebene oder gekrümmte Hautfelder, die nicht durch Stringer, Spanten oder Rippen geschützt werden. Für jedes dieser Hautfelder ist die beulkritische Spannung zu errechnen.
- Die Beanspruchungsart, die Beanspruchungshöhe, die Randbedingungen und das Seitenverhältnis werden für jedes einzelne Hautfeld ermittelt.
- Es ist zu überprüfen, ob die in der Haut festgestellte Beanspruchung die für das Hautfeld spezifische beulkritische Beanspruchung übersteigt.
- Die Vorgehensweise gilt für rechteckige Beulfelder. Beulfelder mit beliebigem Grundriss werden durch Rechteckfelder angenähert, die die größte Länge und Breite des Beulfeldes aufweisen.

Es gelten folgende, bereits in Kapitel 2 beschriebenen Zusammenhänge²:

$$(16) \quad \sigma_k = \kappa \cdot k \cdot E_w \cdot \left(\frac{d}{b}\right)^2 \quad \text{bei Biege- und Druckbeanspruchung}$$

bzw.:

$$(17) \quad \tau_k = \kappa \cdot k \cdot E_w \cdot \left(\frac{d}{b}\right)^2 \quad \text{bei Schubbeanspruchung}$$

² Für die gleichlautenden Formeln kommen jeweils unterschiedliche k-Werte zur Anwendung. Damit wird neben geometrischen Randbedingungen auch die Belastungsart berücksichtigt.

4.2.3.1 Bestimmung des Steifigkeits-Erhöpfungsfaktors κ

Für FVK-behäutete Wabensandwichaufbauten müssen neben einer unterschiedlichen Hautstärke ggf. unterschiedliche Steifigkeiten beider Deckhäute berücksichtigt werden. Daher wird zur Ermittlung des Steifigkeitserhöhungsfaktors κ die bereits in Kapitel 3.5.3 entwickelte Formel verwendet:

$$(31) \quad \kappa = 3 \cdot \frac{4 \cdot \frac{E_2 \cdot s_2}{E_1 \cdot s_1}}{\left(1 + \frac{E_2 \cdot s_2}{E_1 \cdot s_1}\right)^2}$$

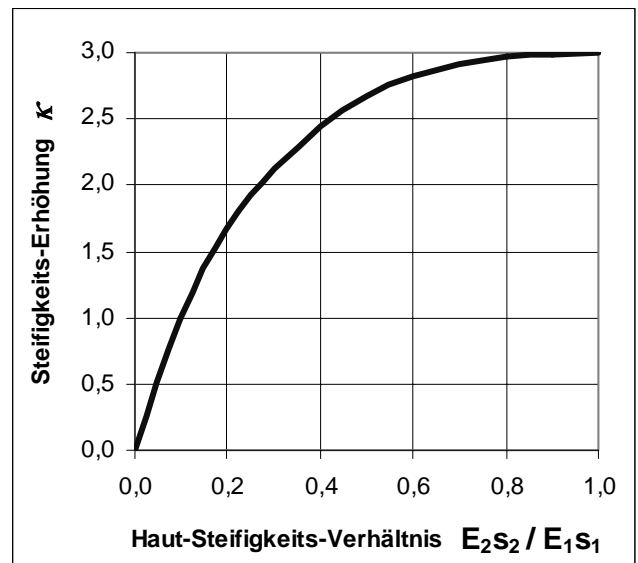


Bild 4.41: Steifigkeitserhöhungsfaktor κ bei asymmetrischem Sandwichaufbau unter Berücksichtigung unterschiedlicher Elastizitätsmodule der Deckschichten

4.2.3.2 Ermittlung des Beulfaktors k

Mit dem Beulfaktor k werden die Belastungsart sowie die geometrischen und mechanischen Bedingungen des Beulfeldes berücksichtigt. Die Bilder 4.42 bis 4.46 zeigen einige Beispiele.

Eine maßgebliche Größe ist stets das Seitenverhältnis b/a des Beulfeldes. In Bild 4.42 sind Beulfaktoren für die ebene, isotrope Platte bei unterschiedlichen Randbedingungen dargestellt. Die schmale Seite b des Beulfeldes fließt als charakteristische Größe in die Berechnungsformel der Beulspannung ein. Die Längsseite a wird mit dem Seitenverhältnis b/a berücksichtigt.

Wesentlich höhere Beulfaktoren werden bei fester Einspannung der Längsseiten erzielt, Kurve k_3 und k_4 .

Für schmale Streifen mit $b/a < 0,3$ sind der Einfluss des Seitenverhältnisses b/a sowie der Einspannverhältnisse der schmalen Seiten gering.

Die Beulfaktoren erhöhen sich deutlich, wenn das Seitenverhältnis b/a zunimmt. Das bedeutet, dass sich das Beulfeld bei gleicher Länge der schmalen Seite b verkürzt.

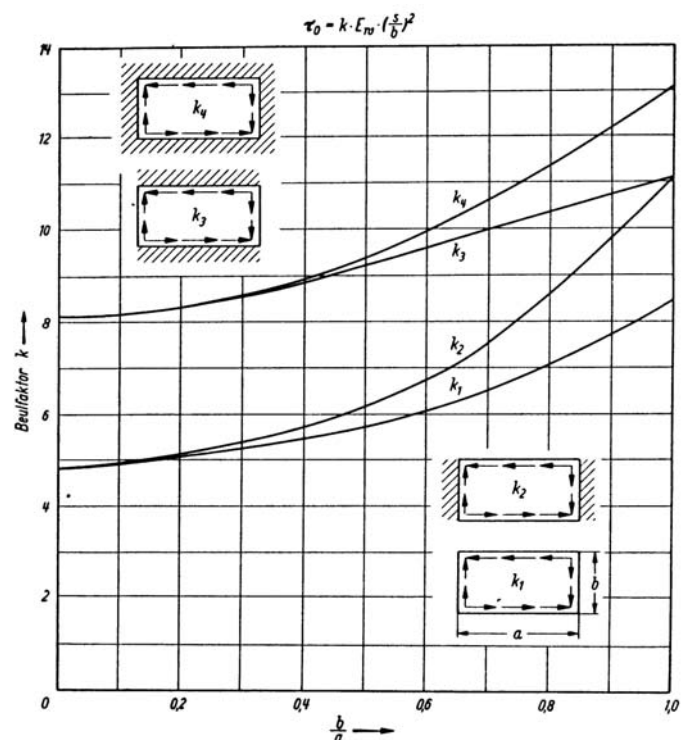


Bild 4.42: Beulfaktoren für die ebene isotrope Platte unter Schubbeanspruchung bei verschiedenen Randbedingungen [Her 80]

Bild 4.43 zeigt Beulfaktoren für die ebene isotrope Platte unter Druckbelastung. Die Bezeichnungen sind so gewählt, dass die Bezugsgröße b stets die schmale Seite des rechteckigen Beulfeldes ist. Die Darstellung ist in der Mitte geteilt. Auf der linken Seite wird das längs beanspruchte Beulfeld und auf der rechten Seite das quer beanspruchte Beulfeld dargestellt.

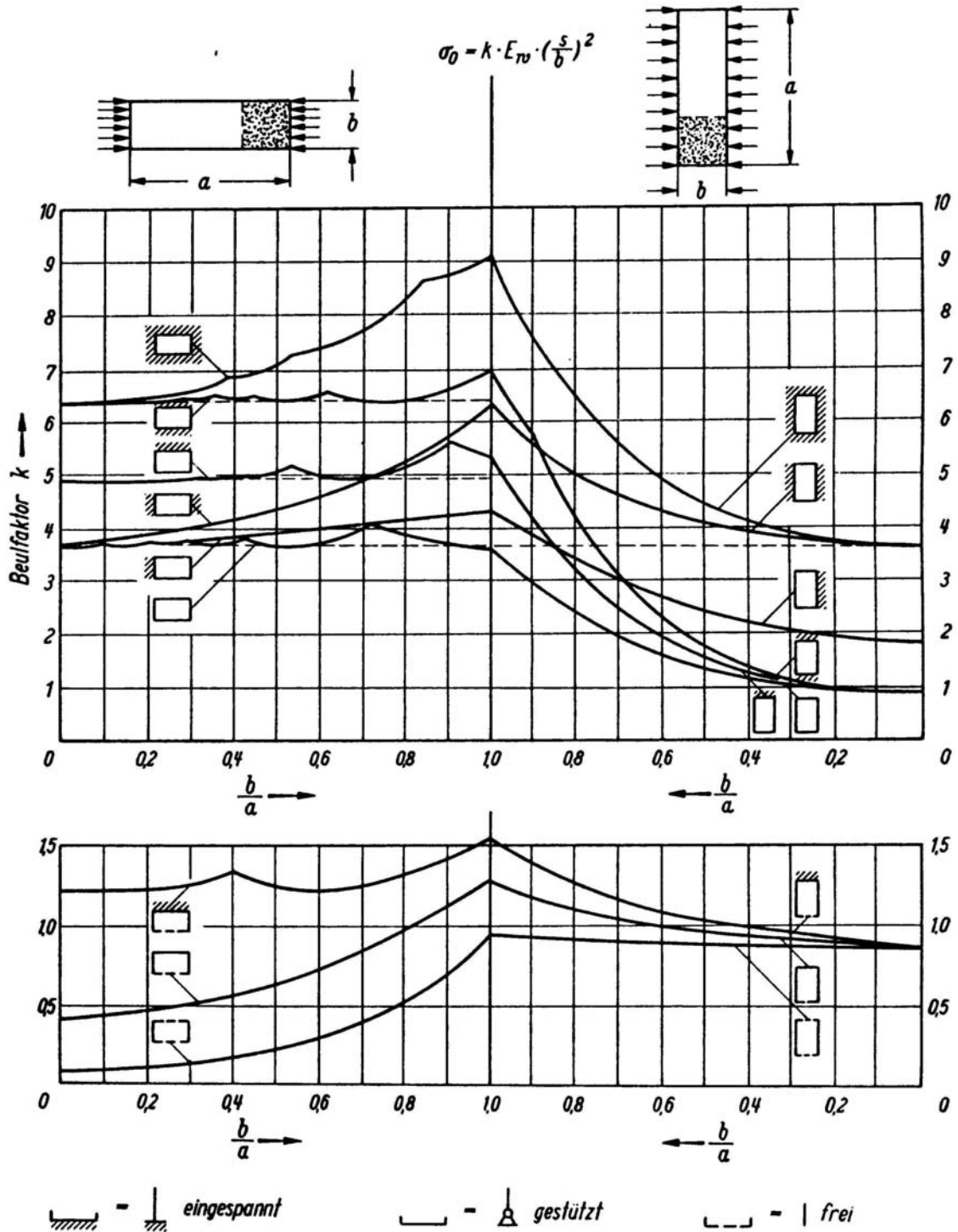


Bild 4.43: Beulfaktoren für die ebene isotrope Platte unter Druckbeanspruchung [Her 80]

In Bild 4.44 werden Beulfaktoren für die ebene, isotrope Platte unter kombinierter Biege- und Druckbeanspruchung dargestellt. Für das allseitig gestützte Beulfeld werden die Faktoren für unterschiedliche Lastverhältnisse $\sigma_{\max} / \sigma_{\min}$ angegeben. Reine Biegung gilt für $\sigma_{\max} / \sigma_{\min} = -1$. Mit zunehmendem Anteil der Druckbeanspruchung werden die Beulfaktoren geringer, d. h. die Beulgefahr nimmt zu.

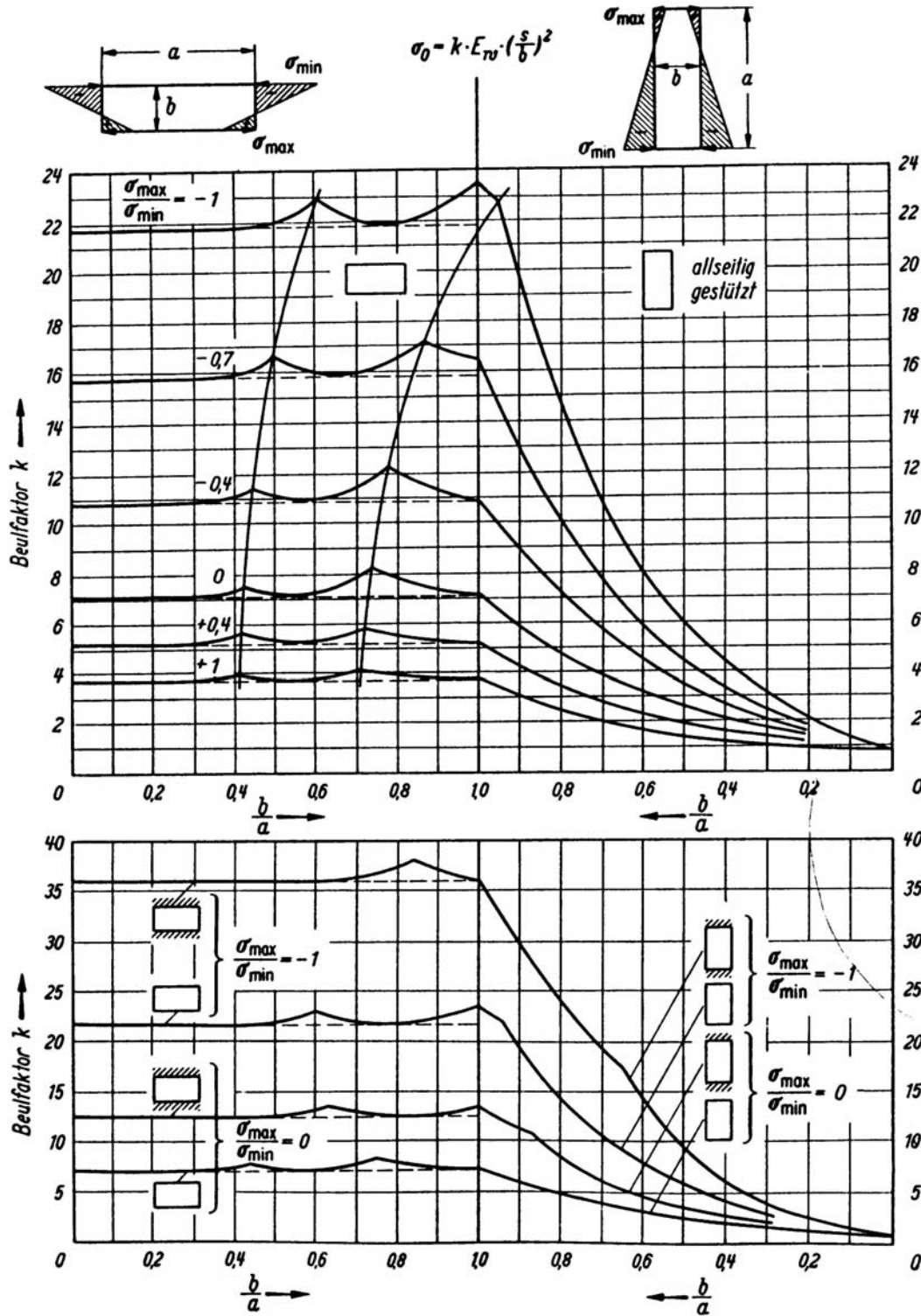


Bild 4.44: Beulfaktoren für die ebene, isotrope Platte unter kombinierter Biege- und Druckbeanspruchung [Her 80]

Eine Krümmung des Hautfeldes erhöht die Beulsteifigkeit, „...weil die im Zeitpunkt des Ausbeulens auftretenden Tangentialspannungen eine zusätzliche Stützwirkung ausüben...“ [Her 80]. Bild 4.45 zeigt den Verlauf des Beulfaktors k_k für gekrümmte, allseitig gelenkig gelagerte Hautfelder unter Schub-, bzw. Druckbeanspruchung. Die Darstellung gilt für lange Streifen, kann für Felder mit $b/a < 1$ auch als Näherung verwendet werden. Es wird deutlich, dass, wenn das Produkt aus Krümmungsradius und Plattenstärke klein wird, der Beulfaktor auf mehr als das 10-fache des Ausgangswertes ansteigen kann.

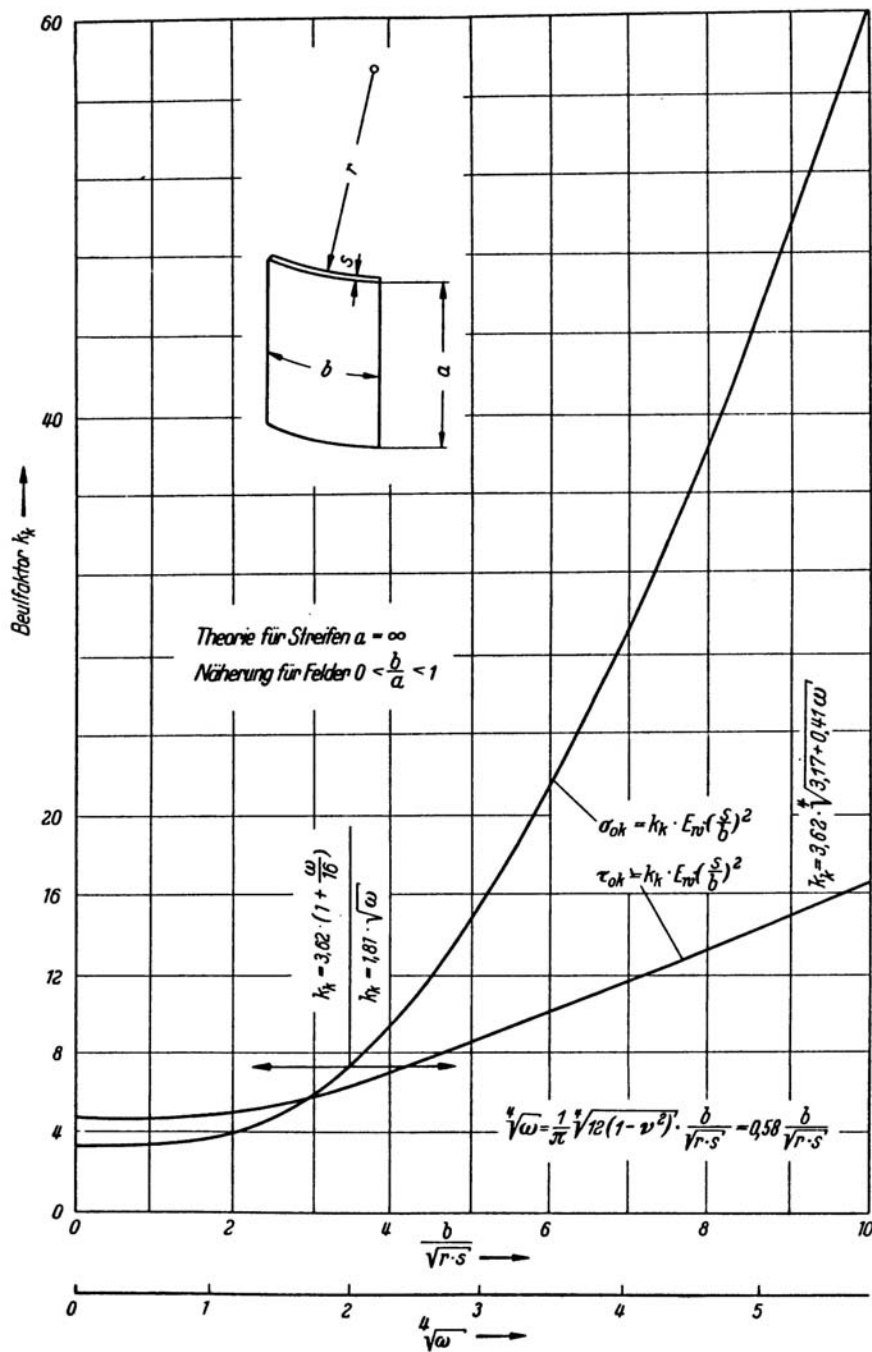


Bild 4.45: Beulfaktoren für gekrümmte, allseitig gelenkig gelagerte Hautfelder [Her 80]

In Bild 4.46 werden Beulfaktoren für unterschiedliche Randbedingungen an längsbelasteten Streifen mit $b/a < 0,33$ dargestellt.

Lagerung					
Halb-Wellen-Länge λ	$\lambda = a$	$\lambda = 1,635 \cdot b$	$\lambda = 1,0 \cdot b$	$\lambda = 0,79 \cdot b$	$\lambda = 0,66 \cdot b$
Beulfaktor k k'	$k = 0,90 \left(\frac{b}{a}\right)^2 + 0,38$	$k = 1,16$	$k = 3,6$ $k' = 0,9$	$k = 4,9$ $k' = 1,8$	$k = 6,3$ $k' = 3,6$

Für $a \geq \lambda$ gilt k und ist $\sigma_0 = k \cdot E \cdot \left(\frac{s}{b}\right)^2$
 Für $a < 0,5 \lambda$ gilt k' und ist $\sigma_0 = k' \cdot E \cdot \left(\frac{s}{a}\right)^2$
 Zwischenwerte abschätzen. Ränder in Längsrichtung vollelastisch

Bild 4.46: Beulfaktoren am schmalen, längsbelasteten Streifen mit $b/a < 0,33$ [Her 80]

Bei den in Bild 4.42 bis 4.46 dargestellten Zusammenhängen für die Ermittlung der Beulfaktoren gibt HERTEL in den Formeln stets den Wert s für die Plattenstärke an. Für Sandwichelementen wird hier die charakteristische Größe d verwendet.

4.2.3.3 Rechnerische Bestimmung des wirksamen Elastizitätsmoduls

Der wirksame Elastizitätsmodul zur Ermittlung der Beulsteifigkeit von Sandwichplatten ist der Elastizitätsmodul der Deckhäute. Die exakte Bestimmung des Elastizitätsmoduls stellt bei der Dimensionierung von FVK-Deckhäuten bereits ein Problem dar. Bei asymmetrischen Sandwichelementen können zudem die beiden Deckhäute unterschiedliche Steifigkeiten aufweisen. Für die im Folgenden beschriebene Vorgehensweise gelten folgende Voraussetzungen:

- Beim Beulnachweis für Sandwichfelder soll gezeigt werden, dass das Hautfeld unter der vorgegebenen Beanspruchung nicht beult.
- Die Verformungen des Hautfeldes erfolgen ausschließlich durch Beanspruchungen in der Sandwichebene.
- In beiden Deckhäuten des Sandwichfeldes liegen die gleichen Dehnungen vor. Dadurch bleibt das Hautfeld unter Beanspruchung planar zum unbelasteten Zustand.

Der wirksame Elastizitätsmodul der asymmetrischen Sandwichplatte bezieht sich auf die Gesamtdecklagenstärke $s_1 + s_2$. Er ergibt sich bei Aufteilung der Beanspruchung auf beide Deckhäute unter der Voraussetzung gleicher Dehnungen und der Annahme linearelastischen Verhaltens der Deckschichten:

$$(52) \quad E_w = \frac{s_1 \cdot E_1 + s_2 \cdot E_2}{s_1 + s_2}$$

4.2.3.4 Experimentelle Bestimmung des wirksamen Elastizitätsmoduls

Da die Elastizitätsmodule von FVK-Deckhäuten von einer Vielzahl produktionsspezifischer Parameter abhängen, ist für die Praxis eine experimentelle Bestimmung des wirksamen Elastizitätsmoduls realer Sandwichaufbauten empfehlenswert. Dabei wird nach der in Kapitel 3 beschriebenen Methode die Plattensteifigkeit N des Sandwichaufbaus anhand von Probelplatten ermittelt. Der wirksame Elastizitätsmodul ergibt sich dann nach Umstellen von Formel (13) zu:

$$(53) \quad E_w = \frac{12 \cdot N \cdot (1 - \nu^2)}{\kappa \cdot (s_1 + s_2) \cdot d}$$

Dabei wird der Steifigkeits-Erhöpfungsfaktor κ nach *Bild 2.77* oder Formel (11b) ermittelt. Nach dieser experimentellen Methode ist nur der gemittelte wirksame Elastizitätsmodul E_w bestimmbar. Eine Beurteilung der Einzelsteifigkeiten beider Deckschichten für sich getrennt ist damit nicht möglich, im Rahmen des Beulnachweises für den Sandwichaufbau aber auch nicht erforderlich.

4.3 Leitregeln zur systematischen Entwicklung von Faserverbund-Wabensandwichkonstruktionen

Leitregeln können dem Anwender helfen, bei der Erfüllung einer Aufgabe auf systematische Weise Lösungsansätze zu erarbeiten. Die hier formulierten Leitregeln geben in zusammengefasster Form die vorab beschriebenen Zusammenhänge zur Entwicklung von Faserverbund-Wabensandwichkonstruktionen wieder. Die Formulierung der Leitregeln erfolgt in chronologischer Reihenfolge analog zu den wesentlichen Schritten eines Entwicklungsprozesses.

4.3.1 Konzeptionierung

Leitregeln zur Konzeptionierung von FVK-Wabensandwichkonstruktionen weisen auf die wesentlichen Merkmale dieser Bauweise hin und geben Hilfestellung zur Anwendbarkeit.

(1) Anwendung

Wabensandwichkonstruktionen sind für Leichtbaustrukturen mit großer Oberfläche anzuwenden.

(2) Mechanische Eigenschaften

Wabensandwichbauteile erreichen eine hohe Beul- und Biegesteifigkeit bei geringem Flächen-
gewicht.

(3) Sicherheit

Wabensandwichkonstruktionen haben eine hohe Schlagfestigkeit sowie eine hohe Energieaufnahme im Crashfall.

(4) Teileanzahl

Mit Wabensandwichkonstruktionen kann die Anzahl der Einzelteile gegenüber differentiellen Leichtbauweisen erheblich reduziert werden.

4.3.2 Entwurf

Im Entwurfsstadium wird der prinzipielle Aufbau einer Konstruktion festgelegt. Die Leitregeln hierzu zeigen prinzipielle Gestaltungsmöglichkeiten von FVK-Wabensandwichkonstruktionen auf.

(5) Plattenelemente

Das einfachste Wabensandwichbauteil ist die ebene Wabenplatte. Sie sollte bevorzugt bei kostengünstigen Wabensandwichaufbauten eingesetzt werden, bei denen Krümmungen nicht erforderlich sind.

(6) Eindimensional gekrümmte Schalenelemente

Eindimensional gekrümmte Schalen erfordern nur einfache Formen, die z. B. aus gebogenen Platten aufgebaut werden können. Wabenkerne sind, solange sie nur einseitig behäutet sind, biegeweich und müssen erst beim Aufbringen der zweiten Decklage verwölbt werden.

(7) Konturelemente

Sphärisch geformte Konturen sind in Wabensandwichbauweise realisierbar, solange ihre Oberfläche keine wesentlichen Unstetigkeiten aufweist. Hinterschneidungen sind zu vermeiden.

(8) Wabenkörper

Wabenkörper können mit massivem Wabenkern oder als Wabenhohlkörper aufgebaut werden.

(9) Kombinationen aus Wabenelementen

Wabensandwichkörper können aus verschiedenen Platten-, Schalen- und Konturelementen zusammengesetzt werden.

(10) Massive Wabenkörper

Bei massiven Wabenkörpern ist die Anisotropie des Kernwerkstoffes zu berücksichtigen. Druck- und Schubbelastungen des Wabenkerns sollten vornehmlich in t-Richtung, vergl. *Bild 4.8*, bzw. senkrecht zur Deckhaut erfolgen.

4.3.3 Detailgestaltung

Bei der Detailgestaltung müssen die speziellen Erfordernisse für den konkreten Anwendungsfall berücksichtigt werden. Insbesondere hinsichtlich der Gestaltung von Krafteinleitungen sowie dem Kraftfluss sind bei Wabensandwichkonstruktionen besondere Punkte zu berücksichtigen. Weitere Besonderheiten gelten für die Verbindung von Sandwichelementen.

(11) Krafteinleitungen

Kräfte sollten stets großflächig über die Deckhäute eingeleitet werden.

(12) Kraftfluss

Der Kraftfluß durch ein Wabensandwichbauteil sollte als Zug-, Druck- oder Schubbeanspruchung in Schalenebene über die Deckhäute fließen.

(13) Schälbeanspruchungen

Schälbeanspruchungen der Deckhäute sind zu vermeiden.

(14) Belastungen senkrecht zur Schalenebene

Belastungen senkrecht zur Schalenebene müssen als Schubbeanspruchung über den Wabenkern eingeleitet werden. Dieses kann mit Hilfe von Inserts geschehen, wobei der Wabenkern mit Füllmassen verstärkt wird.

(15) Verkleben von Sandwichelementen

Verklebungen von FVK-Sandwichelementen erfolgen über die Deckhäute. Klebenähte werden, falls erforderlich, durch zusätzliche Gewebelagen verstärkt.

(16) Lösbare Verbindungen

Lösbare Verbindungen bei Wabensandwichelementen erfolgen vorzugsweise über Inserts, die mit Füllmassen in den Wabenkern geklebt werden und eine großflächige Verbindung zu den Deckhäuten aufweisen.

(17) Randgestaltung

An den Rändern wird bei Platten und Schalenelementen der Wabenkern mit Randfüllmassen oder Einlegeteilen (Profilen o. Ä.) verschlossen. An biegeweichen Rändern lässt sich der Wabenkern anfasen und die Deckhäute können zusammengeführt werden.

(18) Mehrfachsandwichaufbauten

Mehrfachsandwichaufbauten werden verwendet, wenn neben einer deutlichen Steigerung der Zug-, Druck- und Biegebeanspruchbarkeit die Durchschlagfestigkeit und die Energieaufnahme im Crashfall erhöht werden sollen.

4.3.4 Dimensionierung

Bei der Auslegung von Wabensandwichaufbauten müssen die Deckhäute und der Wabenkern dimensioniert werden.

(19) Reihenfolge der Dimensionierung

Zuerst werden die Deckhäute dimensioniert. Die Auswahl des Wabenkernwerkstoffes und die Wabenkernstärke werden darauf abgestimmt.

(20) Aufbau der Deckhäute

Um eine genügende Kerbfestigkeit der Deckhäute zu gewährleisten, ist ein multiaxialer Grundaufbau vorzusehen, der bei GFK- bzw. AFK-Deckhäuten mindestens $1/20$ des Wabenzelldurchmessers und bei CFK-Deckhäuten mindestens $1/30$ des Wabenzelldurchmessers beträgt.

(21) Faserverlauf

Zur Verstärkung werden weitere Faserlagen eingebracht, die entsprechend der Beanspruchungsrichtungen in den Deckhäuten ausgerichtet werden.

(22) Dimensionierung der Decklagen

Die Decklagen von Wabensandwichaufbauten werden als biegeschlaffe Schalen dimensioniert. Die Dimensionierung kann nach der Netztheorie, der Kontinuumstheorie oder der klassischen Laminattheorie erfolgen. Eine Dimensionierung anhand von experimentellen Werkstoffkennwerten ist ebenfalls möglich.

(23) Biegebeanspruchte Wabensandwichelemente

Bei biegebeanspruchten Wabensandwichelementen nehmen die Deckhäute Zug- und Druckbeanspruchungen auf. Der Wabenkern trägt die Schubbeanspruchungen.

(24) Dimensionierung des Wabenkernes

Der Wabenkern ist so auszuwählen, dass er eine genügende Druckfestigkeit gegenüber Beanspruchungen senkrecht zur Oberfläche sowie eine ausreichende Schubfestigkeit und Schubsteifigkeit aufweist.

4.3.5 Herstellung

Die Herstellbarkeit von Faserverbundstrukturen muss bereits bei der Konzeptionierung, dem Entwurf wie auch der Detailgestaltung berücksichtigt werden. Die Entwicklung von FVK-Wabensandwichkonstruktionen erfordert detaillierte Kenntnisse über das Verhalten und die speziellen Verarbeitungsverfahren von Faserverbundstrukturen. Konstrukteure und Anwender müssen sich insbesondere mit den Herstellverfahren für Faserverbundwerkstoffe vertraut machen.

Darüber hinaus sind bei der Herstellung von FVK-Wabensandwichkonstruktionen besondere Punkte zu berücksichtigen, die in den abschließend aufgestellten Leitregeln zusammengefasst werden.

(25) Kehlnahtverklebung

Um eine optimale Verbindung zwischen Wabenkern und Deckhäuten zu erreichen, muss sich zwischen den Deckhäuten und den Wabenstegen eine Kehlnahtverklebung ausbilden.

(26) Qualität der Verklebung

Entscheidend für die Qualität der Verklebung ist die Gleichmäßigkeit, mit der eine Kehlnahtverklebung über die gesamte Fläche erfolgt.

(27) Klebeschicht

Eine Klebeschicht, z. B. in Form einer zusätzlichen Lage Glasgewebe, vereinfacht das Auftragen des Klebharzes. Das Klebharz muss gleichmäßig aufgetragen werden. Mit dünnflüssigen Laminierharzen werden dann die besten Ergebnisse erzielt, wenn zusätzlich noch eine Kontrastfarbe die optische Kontrolle des Harzauftrages ermöglicht.

(28) Verpressen von Wabenkern und Deckhaut

Während des Aushärtens des Klebers müssen Wabenkern und Deckhäute miteinander verpresst werden. Dieses kann mit Gegenformen oder im Vakuumverfahren erfolgen. Beim Verpressen müssen die Deckhäute an allen Stellen am Wabenkern anliegen. Insbesondere ist das Überspannen von Vertiefungen zu vermeiden.

(29) Formenbau

Dem Formenbau kommt entscheidende Bedeutung für eine wirtschaftliche Herstellung von Wabensandwichbauteilen zu. Vor allem für Bauteile, die im Vakuumverfahren hergestellt werden sollen, ist beim Entwurf der Formen das einfache Aufbringen, Abdichten und Evakuieren der Vakuumfolien zu berücksichtigen.

5 Entwicklung des Ultraleichtflugzeuges Silence

Das folgende Kapitel beschreibt die Entwicklung des Ultraleichtflugzeuges Silence. Der Name des Flugzeuges bezieht sich auf die angestrebte Geräuscharmheit. Die Struktur dieses UL-Flugzeuges ist komplett in Faserverbund-Wabensandwichbauweise aufgebaut. In exemplarischer Weise werden einzelne Entwicklungsschritte sowie Besonderheiten, die sich durch die Wabensandwichbauweise ergeben, beschrieben.

5.1 Ultraleichtflugzeuge: Begriffsbestimmung

Ultraleichtflugzeuge sind mit bis zu zwei Personen bemannte Sportflugzeuge, die sich in erster Linie über ihre geringe Abflugmasse definieren und dabei vereinfachten Zulassungsbestimmungen unterliegen. Die Zulassungsvorschriften für Ultraleichtflugzeuge sind in den Betriebstüchtigkeitsanforderungen für Ultraleichtflugzeuge, kurz BfU, geregelt. Wesentliche Bestimmungen sind:

- Ultraleichtflugzeuge dürfen zweiseitig eine Abflugmasse von 450 kg nicht überschreiten.
- Die Mindestgeschwindigkeit darf nicht höher als 65 km/h sein.

Für einsitzige Ultraleichtflugzeuge wird in der BfU die maximale Abflugmasse nicht explizit vorgegeben. Von den zuständigen Stellen wurde hier bisher eine maximale Abflugmasse von 340 kg anerkannt.

Da Ultraleichtflugzeugen aufgrund ihrer geringen Masse und ihrer geringen Start- und Landegeschwindigkeit ein geringeres Gefährdungspotential zugeschrieben wird, werden weniger strenge Zulassungsanforderungen als an Flugzeuge mit höherer Abflugmasse gestellt. Die in der BfU aufgeführten Vorschriften betreffen die Betriebssicherheit und -tüchtigkeit der UL-Flugzeuge. Die Bauweise von Ultraleichtflugzeugen wird nicht vorgeschrieben.

Entstanden ist die Ultraleichtflugzeugklasse Anfang der 80er Jahre mit motorisierten Gleitschirm- und Motordrachenfliegern, *Bild 5.1*. Mit modernen Bauweisen lassen sich aber auch Flugzeuge, die sich äußerlich kaum von Flugzeugen höherer Gewichtsklassen unterscheiden, konform zu den UL-Vorschriften bauen. *Bild 5.2* zeigt eines der z. Zt. modernsten Ultraleichtflugzeuge, die Impulse 100, und im Hintergrund einen Oldtimer Yak 52.



Bild 5.1: Motordrachen



Bild 5.2: Impulse 100 und Yak 52

5.2 Beschreibung des Ultraleichtflugzeuges Silence

Das UL-Flugzeug „Silence“ ist ein einsitziges Ultraleichtflugzeug in Kunststoffbauweise. Besondere Merkmale sind die kompakten Abmessungen und das geringe Abfluggewicht. Bei der Gestaltung wurde neben einer ausgefeilten Aerodynamik besonderer Wert auf eine fasergerechte Gestaltung der einzelnen Komponenten gelegt, was eine wesentliche Voraussetzung dafür ist, das Flugzeug mit entsprechend geringer Strukturmasse in Faserverbundtechnik realisieren zu können. *Bild 5.3* zeigt die Dreiseitenansicht der „Silence“.

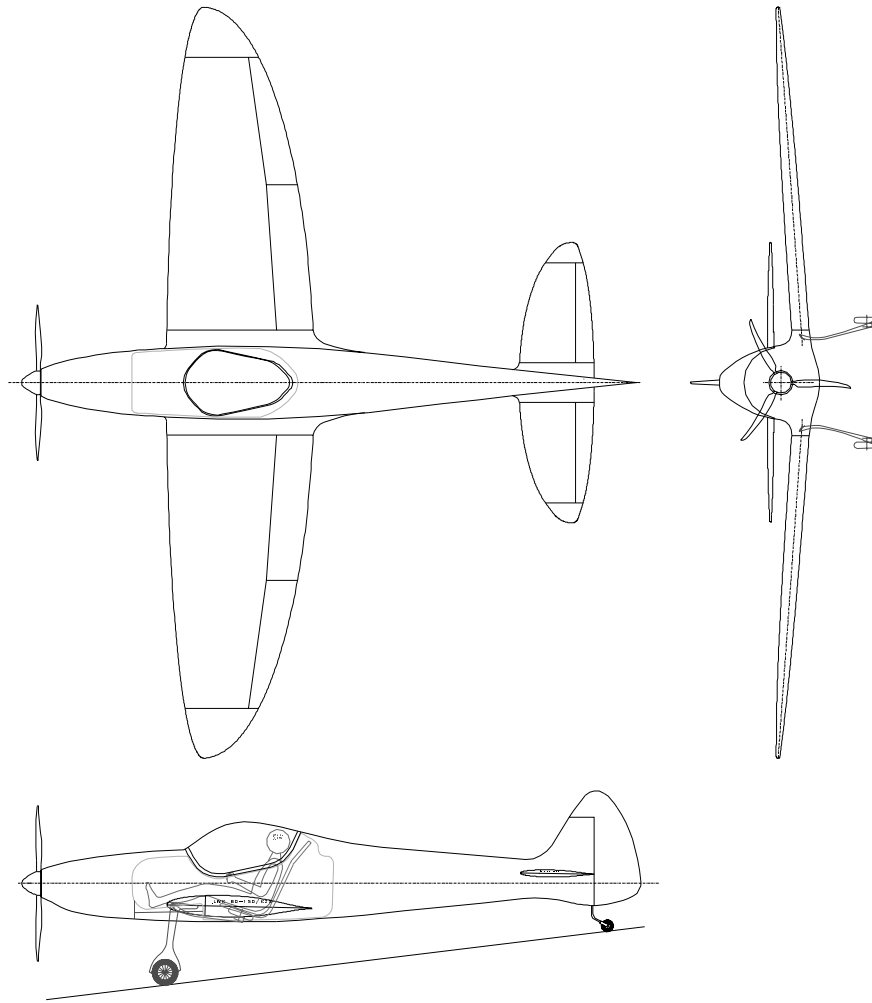


Bild 5.3: Dreiseitenansicht des UL-Flugzeuges „Silence“

5.2.1 Entwicklungsziel

Ziel des Projektes „Silence“ ist es, durch innovative Bauweise ein Leichtflugzeug zu entwickeln, das im Vergleich zu bisherigen Leichtflugzeugen deutlich leichter, wirtschaftlicher und leiser ist und dabei gleichzeitig dem Piloten ein Höchstmaß an Komfort und passiver Sicherheit bietet. Erreicht wird dieses durch die konsequente Umsetzung der Faserverbund-Wabensandwichbauweise für die wesentlichen Strukturbauteile.

5.2.2 Aufbau des Flugzeuges

Das UL-Flugzeug Silence ist ein einsitziger Tiefdecker mit einem ungepfeilten freitragenden Flügel von elliptischem Grundriss. Die Steuerung erfolgt über drei Achsen mit differenzierten Querrudern sowie Seiten- und Höhenruder. Die Leitwerke haben ebenfalls elliptische Form. Für Tragflügel und Leitwerke werden vollsymmetrische Profile vom Typ LWK 80 nach ALTHAUS [Alt 96] mit unterschiedlicher prozentualer Profildicke verwendet. Aufgrund der Symmetrie von Tragflügeln und Leitwerken konnte der Entwicklungsaufwand beim Formenbau erheblich reduziert werden. Zur Steigerung des Auftriebs im Langsamflug besitzt das Flugzeug über mehr als die halbe Flügelspannweite einfache Wölbklappen.

Angetrieben wird die Silence von einem Zweischeiben-Wankelmotor mit einer Leistung von 50 kW. Die Drehzahl des Motors wird über ein eigens für die Silence entwickeltes Planetengetriebe mit einer Untersetzung $i = 3$ reduziert. Zur Geräuschminderung sind Getriebe und Motor über eine drehstarre, biegeelastische Kupplung entkoppelt, wobei der Motor elastisch an die Rumpfstruktur angebunden und das Planetengetriebe starr mit dem Rumpf verbunden ist.

Weitere Besonderheiten sind das elektrisch betätigte Zweibein-Einziehfahrwerk, der verstellbare Dreiblattpropeller sowie das Sicherheitscockpit in Doppelsandwich-GFK-Wabenbauweise. Alle diese Komponenten wurden im Rahmen des Projektes entwickelt und speziell auf das UL-Flugzeug Silence abgestimmt. Das für UL-Flugzeuge vorgeschriebene Rettungssystem ist von außen nicht sichtbar, aerodynamisch und optisch sauber in den Rumpf integriert. Im Notfall wird ein Raketentreibsatz aktiviert, der den Rettungsfallschirm öffnet, an dem Flugzeug und Pilot mit geringer Sinkgeschwindigkeit sicher zu Boden schweben.

5.2.3 Technische Daten

5.2.3.1 Geometriedaten

Rumpf:

Länge: $l_R = 6,180 \text{ m}$

Max. Breite: $b_R = 0,732 \text{ m}$

Tragflügel:

Spannweite: $b = 7,500 \text{ m}$

Flügeltiefe: innen $l_i = 1,480 \text{ m}$

Flügelfläche: $S_F = 8,718 \text{ m}^2$

Streckung: $\Lambda_F = 6,452$

V-Stellung: $= 4^\circ$

Höhenleitwerk:

Spannweite: $b_H = 2,800 \text{ m}$

Leitwerkstiefe: innen $l_{Hi} = 0,750 \text{ m}$

Leitwerksfläche: $S_H = 1,650 \text{ m}^2$

Streckung: $\Lambda_H = 4,753$

Seitenleitwerk:

Höhe:	$b_S =$	1,160 m
Leitwerkstiefe: max.	$l_S =$	0,460 m
Leitwerksfläche:	$S_L =$	0,837 m ²
Ruderfläche:	$S_{SR} =$	0,419 m ²
Streckung:	$\Lambda_L =$	1,608

5.2.3.2 Gewichte

Rumpf:	inkl. Einbauten, ohne Antrieb	=	70 kg
Tragflügel:	inkl. Tanks	= 2 x	18 kg
Höhenleitwerk:		= 2 x	2 kg
Antriebseinheit:	(Motor, Getriebe, Propeller)	=	79 kg
Rettungsgerät:		=	12 kg
Leermasse:	(inkl. Rettungsgerät)	=	214 kg
Max. Zuladung:		=	126 kg
Max. Treibstoff:	(2 x 20 Liter)	=	29 kg
Max. Abflugmasse:	MTOW	=	340 kg

5.2.3.3 Leistungsdaten*Antrieb:*

Wankel-Rotary LCR 814 TGti, 2-Scheiben-Kreiskolbenmotor, flüssigkeitsgekühlt

Leistung:	$P =$	50 kW
max. Drehmoment:	$M =$	90 Nm
Drehzahl: bei max. Leistung	$n_{M,max} =$	6.000 U/min
bei max. Drehmoment	$n_{M,Dauer} =$	4.000 U/min
Untersetzung:	$i =$	3

Propeller:

HD-VS 3 / 1620

Blattzahl:	$n_{Blatt} =$	3
Durchmesser:	$\varnothing_{Prop} =$	1,620 m

Geschwindigkeiten:

Überziehgeschwindigkeit:	v_{S0}	=	65 km/h	(mit Landeklappen)
	v_{S1}	=	75 km/h	(ohne Landeklappen)
Manövergeschwindigkeit:	v_A	=	183 km/h	(n = 6 g)
	v_F	=	92 km/h	(n = 2 g)
zul. Reisegeschwindigkeit:	v_C	=	243 km/h	
max. zul. Höchstgeschwindigkeit:	v_{ne}	=	300 km/h	
max. Auslegungsgeschwindigkeit:	v_D	=	330 km/h	
max. Geschwindigkeit mit voll ausgefahrener Landeklappen:	v_{DF}	=	117 km/h	

5.2.4 Bauausführung

Die gesamte Struktur besteht aus Faserverbundwerkstoffen in Schalenbauweise. Es wurden vorwiegend Glasfasern verwendet. Lediglich besonders stark beanspruchte Komponenten wie Holme, Holmbrücken und diverse Verbindungselemente sind mit Kohlefasern verstärkt. Großflächige Bauteile sind zur Erhöhung der Beulsteifigkeit in Wabensandwichbauweise aufgebaut.

Alle Faserverbundbauteile wurden im Handlaminierverfahren hergestellt. Bei Wabensandwichbauteilen fand die Vakuumtechnik Anwendung. Formen zur Herstellung der Schalenbauteile wurden durch Abformen von Urmodellen in Kunststoffbauweise angefertigt. Die Vorgehensweise dazu ist im Kapitel Formenbau näher beschrieben.

Bei der Konstruktion der Strukturbauteile lag ein Hauptaugenmerk auf einer fasergerechten Gestaltung. Es wurden einige neue, unkonventionelle Lösungsansätze entwickelt. Neben einer belastungsgerechten Bauteilgestaltung ist stets auch eine für das jeweilige Fertigungsverfahren fertigungsgerechte Gestaltung von entscheidender Bedeutung. In den folgenden Kapiteln sind einige besondere Lösungen herausgestellt und systematisch aufbereitet. Sie können dem interessierten Konstrukteur als Anregung zur Entwicklung eigener individueller Lösungsansätze für eine werkstoffgerechte Bauteilkonstruktion in Wabensandwich-Faserverbundbauweise dienen.

5.3 Flugzeugentwurf und Bauteilentwicklung

Nach klassischer Konstruktionsmethode wurde das Flugzeug von innen nach außen entwickelt. Ausgangspunkt war dabei der Pilot, dessen Körperkontur die Ausgangsbasis für den Seitenaufriß des Flugzeuges darstellte. Tragflügel und Höhenleitwerkpositionen wurden im Hinblick auf die flugmechanischen Erfordernisse in ihrer Größe bemessen und angeordnet. Größe und Position des Antriebes gaben ein Mindestvolumen der Rumpfkontur im vorderen Bereich vor, *Bild 5.4*.

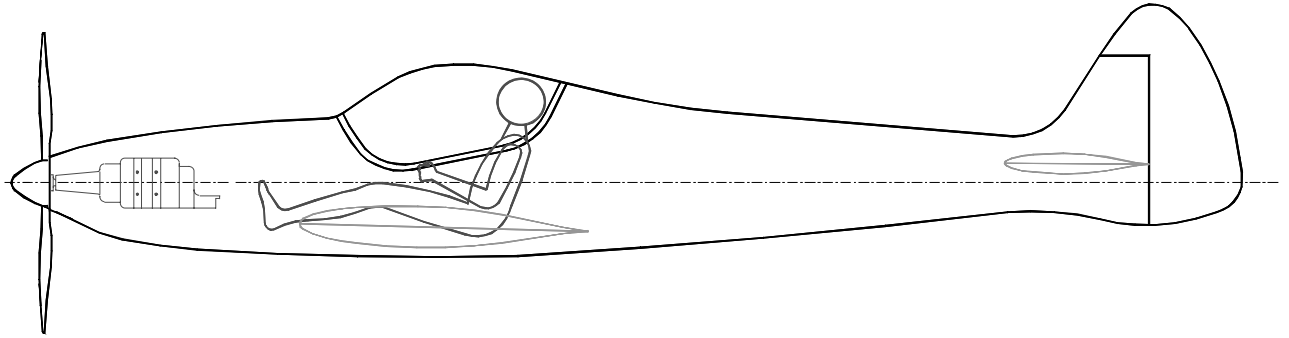


Bild 5.4: Seitenaufriß der Silence

Der Platzbedarf des Piloten gab die maximale Höhe und Breite des Rumpfes im Cockpitbereich vor. In der Draufsicht zeigt der Rumpf eine Profilform. Aus der Seitenansicht und der Draufsicht ergaben sich für die Rumpfröhre an verschiedenen Schnitten die maximale Höhe und Breite des Rumpfes. Eine obere und untere über die Rumpflängslinie aufgerissene Halbellipse ergeben die jeweiligen Querschnitte. Im Cockpitbereich wurden die Querschnitte noch einmal nachbearbeitet, um einen fließenden Übergang zum Tragflügel zu ermöglichen.

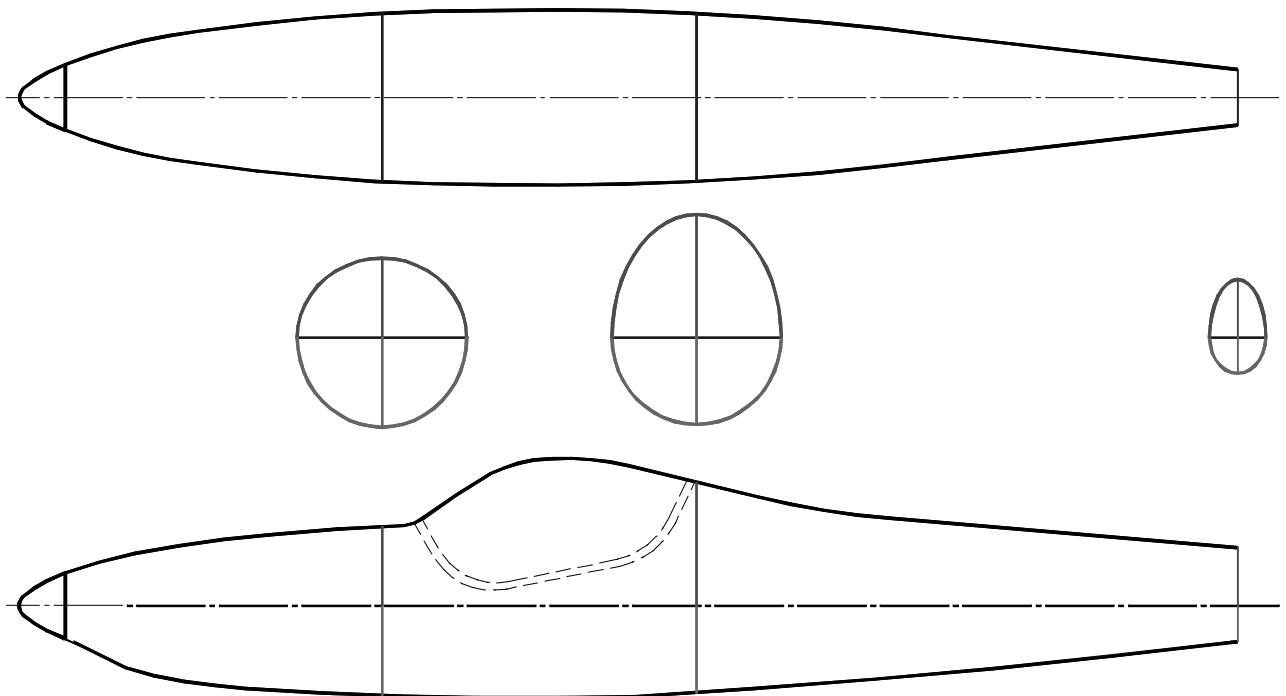


Bild 5.5: Seitenansicht, Draufsicht und Querschnitte der Rumpfkontur

Die Übergänge zu Tragflügeln und Leitwerken wurden ausgerundet, so dass insgesamt eine fließende Rumpfkontur entstand. Ecken und Kanten konnten damit weitgehend vermieden werden. Anhand eines ersten Entwurfes ließen sich die flugmechanischen Kenngrößen ermitteln und die Kontur in mehreren Iterationsschritten optimieren.

Die ersten Flugtests wurden an einem Flugmodell im Maßstab 1:3 durchgeführt. Das von einem Elektromotor angetriebene Modell in Styroporbauweise lieferte wichtige Erkenntnisse zum Flugverhalten, *Bilder 5.6 und 5.7*.



Bild 5.6: Modell der Silence im Maßstab 1:3

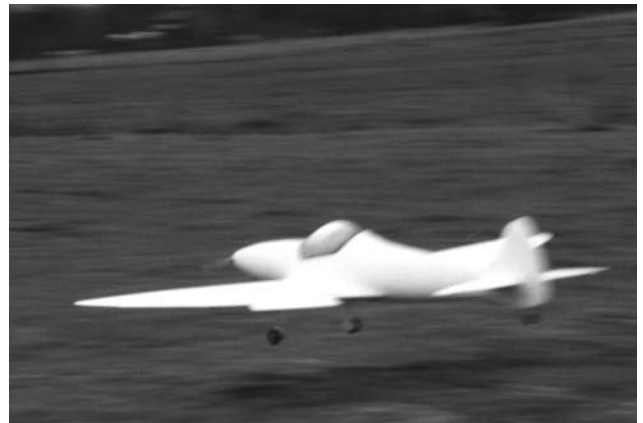


Bild 5.7: Erste Flugversuche mit dem Modell

Die Beschreibung aller konstruktiven Details würden den Rahmen dieser Arbeit bei weitem überschreiten. Daher werden exemplarisch einige besondere Detaillösungen ausgewählt. Ihre Entstehung und Umsetzung in Faserverbundbauweise wird im Folgenden näher beschrieben.

5.3.1 Rumpf

Der Rumpf umschließt als äußere Hülle den Piloten und den Antrieb und stellt gleichzeitig das mechanische Bindeglied für die weiteren Strukturkomponenten dar. Beim Silence ist der Rumpf als selbsttragende Röhre in Wabensandwichbauweise aufgebaut. Durch die Sandwichbauweise verfügt die Schalenstruktur über eine genügende Beulsteifigkeit, so dass keine weiteren Rippen und Spanten erforderlich sind. Gegenüber Leichtbaukonstruktionen mit Gitterstruktur und Oberflächenbekleidung in Sekundärstruktur (z. B. Besspannung) war eine freiere Gestaltung der Struktur möglich, was sowohl der Aerodynamik als auch dem optischen Erscheinungsbild zugute kommt. Zudem wurde gegenüber einer differentiellen Bauweise die Anzahl der Einzelteile erheblich reduziert.

Der Rumpf übernimmt im Wesentlichen folgende Aufgaben:

- Aufnahme von Antrieb und Nutzlast (Pilot, Rettungsgerät),
- Übertragung mechanischer Lasten,
- aerodynamische Verkleidung der Einbauten.

Die Belastungen der Rumpfstruktur werden durch die Beschleunigung von Einzelmassen und durch aerodynamische Lasten hervorgerufen. Die Höhe der Belastungen wie auch der Kraftfluss im Bauteil mussten bei der Gestaltung und Dimensionierung des Rumpfes berücksichtigt werden. Da der Rumpf in seiner Längsachse angeströmt wird, sind die aerodynamischen Lasten, die auf die Oberfläche der Rumpfröhre wirken, vergleichsweise gering.

Hohe aerodynamische Lasten werden von Tragflügeln und Leitwerken in die Rumpfstuktur eingeleitet. Die Leitwerkskräfte sind maßgeblich für die Dimensionierung des hinteren Teiles der Rumpfröhre.

Alle Einzelmassen müssen fest mit der Rumpfröhre verbunden sein, so dass sie die vorgegebenen Maximalbeschleunigungen schadlos überstehen und sich auch unter Vibrationsbelastung nicht lösen. Die mit Abstand größten Einzelmassen sind der Antrieb und der Pilot. Aber auch das Rettungsgerät, die Starterbatterie, die Instrumentierung sowie alle weiteren Einzelaggregate müssen mit entsprechender Sorgfalt mit der Rumpfröhre verbunden sein. Im vorderen Rumpfbereich, bis einschließlich des Cockpits, war die Anbindung der Einzelmassen maßgeblich für die Dimensionierung der Rumpfröhre. Bei der Auslegung der Rumpfröhre in GFK-Wabensandwichbauweise fanden bei der Anbindung der Einzelmassen folgende Punkte besondere Berücksichtigung:

- Die Kontur der Rumpfröhre war durch die äußere Rumpfform vorgegeben.
- Eine geschlossene Röhre hat eine sehr hohe Gestaltfestigkeit. Öffnungen in der Rumpfröhre sollten daher weitestgehend vermieden werden.
- Aus Wartungs- und Zugänglichkeitsgründen ließen sich Öffnungen aber nicht ganz vermeiden.
- Gegenüber metallischen Werkstoffen hat der Faserkunststoffverbund insbesondere quer zur Faserrichtung deutlich geringere Festigkeiten. Krafteinleitungen mussten daher möglichst großflächig erfolgen.
- Insbesondere waren Schälbelastungen der Laminare zu vermeiden.
- Allgemein kamen die Regeln, wie sie bereits vorab für Krafteinleitungen in FVK-Verbundstrukturen formuliert wurden, zur Anwendung.

Diese Punkte waren maßgeblich für die Gestaltung und Anbindung der Einbauten. *Bild 5.8* zeigt die Anbindung der Steuerungselemente an den Rumpfboden. Winkelhebel und Lagerböcke wurden größtenteils aus Wabenplatten hergestellt. Die Anbindung der Elemente an die Rumpfstuktur erfolgte als nichtlösbare Klebebindung, die größtenteils als Eckverbindungen ausgeführt wurden, wie bereits in Kapitel 4.1.5.1 beschrieben.

Aus funktionellen Gründen waren Öffnungen in der Rumpfröhre im Bereich des Cockpits sowie zum Einbau des Antriebes und des Rettungsgerätes erforderlich. Insbesondere die sehr große Öffnung im Einstiegsbereich des Cockpits schwächt die Rumpfröhre erheblich. Andererseits war zum Schutz des Piloten gerade in diesem Bereich eine hohe Festigkeit und Steifigkeit der Struktur erforderlich. Um hier die Sicherheit des Piloten zu erhöhen, wurde das Cockpit als separates Sicherheitscockpit ausgebildet.



Bild 5.8: Anbindung der Steuerungselemente an die Rumpfstuktur

5.3.2 Sicherheitscockpit

5.3.2.1 Das Monocoque als integrales Sicherheitscockpit

Das Sicherheitscockpit des Silence umschließt als separate, weitgehend geschlossene Zelle den Piloten und bietet ihm dabei Schutz im Crashfall, und zwar insbesondere gegen das Eindringen von Gegenständen. Der Aufbau in Doppelwaben sandwichbauweise ist sehr steif und fest und ähnelt dem von Monocoques im Automobilrennsport. Die Gestaltung des Monocoques erfolgte hier zudem unter Berücksichtigung ergonomischer Gesichtspunkte, um dem Piloten neben einer hohen Sicherheit zusätzlich auch noch ein Höchstmaß an Komfort zu gewährleisten.

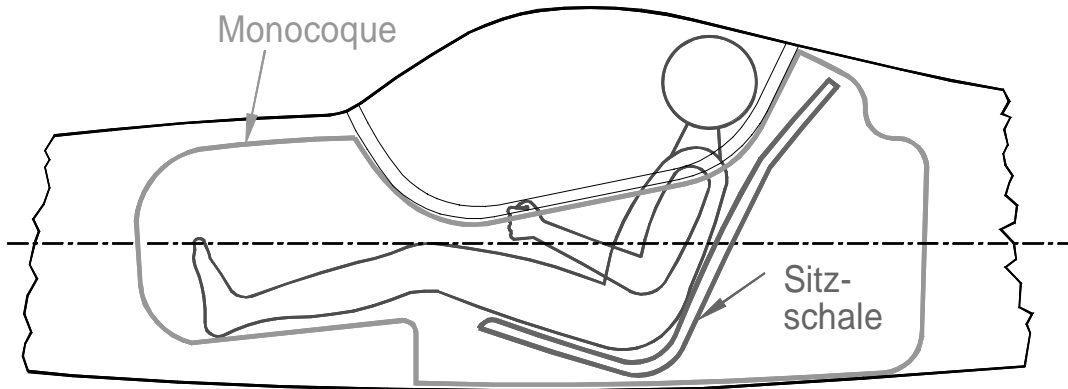


Bild 5.9: Monocoque und Pilot in der Rumpfsseitenansicht

Bild 5.9 zeigt die Umrisse von Monocoque und Pilot in der Seitenansicht. Das Monocoque wurde als einzelnes Bauteil separat hergestellt und beim Zusammenfügen der Rumpfhalschalen eingesetzt.

Bild 5.10 zeigt das Monocoque mit Pilot. Im Gegensatz zu den anderen Bauteilen liegt die glatte Deckschicht des Sandwichaufbaus innen. Zusätzliche Längsstringer auf der Außenseite verleihen dem Monocoque eine höhere Längssteifigkeit. Das Monocoque ist an der Einstiegsöffnung längs mit dem Rumpf verklebt. Zusätzlich ist der Hohlraum, der sich zwischen Monocoque und Rumpfschale ergibt, partiell mit einem Zweikomponentenschäum ausgefüllt. Auf diese Weise wurde die Rumpfföffnung im Cockpitbereich deutlich verstärkt.



Bild 5.10: Monocoque mit Pilot

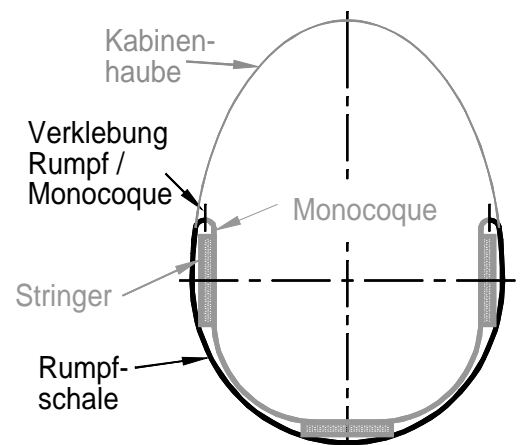


Bild 5.11: Einbau des Monocoques im Rumpfquerschnitt

5.3.2.2 Anbindung der Sicherheitsgurte

Die Sicherheitsgurte für den Piloten sind als Vierpunktgurtsystem ausgeführt. Das Gurtsystem hält den Piloten bei positiven wie negativen Lastvielfachen im Sitz und muss darüber hinaus in der Lage sein, unter Notlandebedingungen den Piloten mit sehr viel höheren Lastvielfachen zurückhalten zu können. Die hier verwendeten Gurtsysteme nach Luftfahrtnorm gewährleisten eine hohe Reißfestigkeit. Zusätzlich war eine entsprechend feste Verankerung der Befestigungspunkte des Gurtsystems in der Rumpfstruktur vorzusehen. Bei konventionellen Flugzeugkonstruktionen werden die Gurtenden üblicherweise über Knotenbleche mit der Struktur verbunden. Bei Faserverbundstrukturen sollte eine großflächige Krafteinleitung möglichst unter Schubbeanspruchung der Laminat erfolgen. Bei der Silence erfolgt die Anbindung des Gurtsystems durch Umschlingung des Monocoques, *Bilder 5.12 und 5.13*.

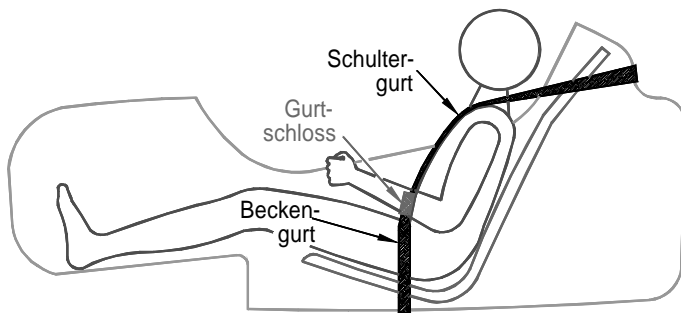


Bild 5.12: Anordnung des Gurtsystems

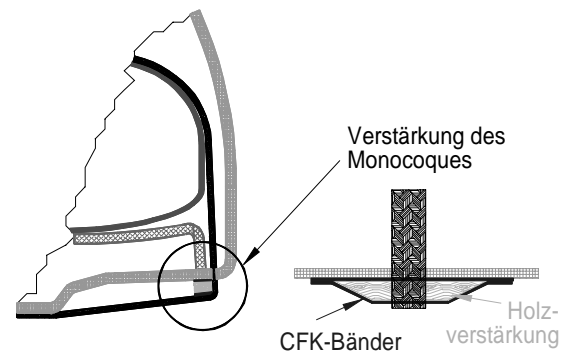


Bild 5.13: Verstärkung des Monocoques auf der Unterseite

Das Monocoque weist einen wesentlich festeren Laminataufbau als die umgebende Rumpfzelle auf. Daher wird der Pilot über das Gurtsystem mit dem Monocoque verbunden. Die Schulter- und Beckengurte bestehen aus jeweils einem Stück und umschlingen lediglich an entsprechender Stelle das Monocoque, ohne punktuell mit diesem verankert zu sein. Hinter den Schultern des Piloten ist das Monocoque rund ausgeformt und mit zusätzlichen Gewebelagen verstärkt, so dass bei Umschlingen der Monocoque-Rückseite die Belastung durch die Schultergurte großflächig auf die Monocoqueschale übertragen wird. Die Schlitze zur Durchführung der Gurte durch die Monocoqueschale sind mit einem Scheuerschutz versehen. *Bild 5.12* zeigt die Anordnung der Gurte in der Rumpfsseitenansicht.

Auf der Unterseite wurde das Monocoque neben den Schlitzen zur Durchführung der Beckengurte mit einem holmähnlichen Aufbau verstärkt, *Bild 5.13*. Das war erforderlich, da der Beckengurt in diesem Bereich stark umgelenkt wird und entsprechend hohe Kräfte großflächig in das Monocoque eingeleitet werden müssen. *Bild 5.14* zeigt den mit dem Vierpunktgurtsystem angeschnallten Piloten.

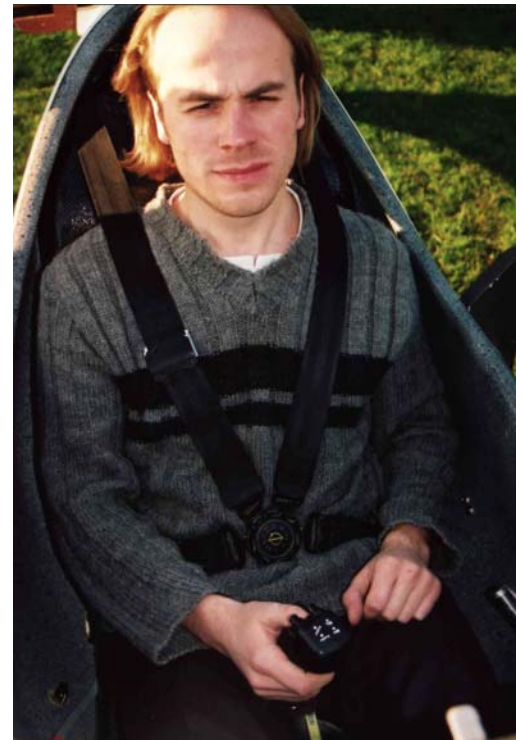


Bild 5.14: angeschnallter Pilot

5.3.3 Einbau des Rettungsgerätes

Die Silence ist mit einem Gesamttrettungssystem vom Typ „Magnum High Speed softpack“ ausgerüstet. Die Auslösung des Rettungsgerätes darf nur in Notsituationen erfolgen. Beim Auslösen durchschlägt ein pyrotechnischer Raketenmotor die an entsprechender Stelle geschwächte Rumpfstruktur und öffnet den Rettungsschirm. Der Rettungsschirm ist an drei Punkten mit der Rumpfstruktur verbunden, so dass das Flugzeug mit leicht nach unten geneigter Nase am Schirm zu Boden gleitet. *Bild 5.15* zeigt den Einbau des Rettungsgerätes im Rumpf.

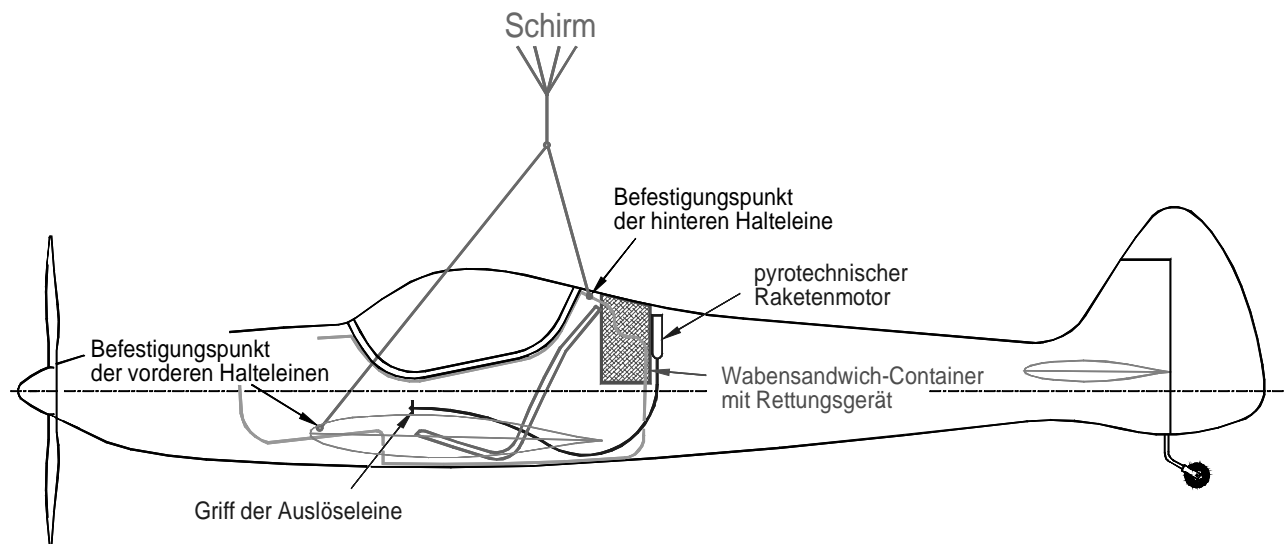


Bild 5.15: Einbau des Rettungsgerätes

Das Rettungsgerät ist in einem Wabensandwich-Container am hinteren Ende des Monocoques untergebracht. Die hintere Halteleine ist an einem Befestigungspunkt im Rücken des Piloten mit dem Monocoque verbunden. Die beiden vorderen Befestigungspunkte sind an der Fahrwerksaufhängung befestigt. Jeder einzelne Aufhängungspunkt wurde so ausgelegt, dass er den maximalen Entfaltungsstoß mit zweifacher Sicherheit allein aufnehmen kann. Die vorderen Halteleinen wurden innerhalb der tragenden Struktur durch PE-Rohre unter der äußeren Laminatschicht von außen nicht sichtbar verlegt. Beim Auslösen des Rettungsgerätes schält sich die Leine mit dem PE-Schlauch aus dem Laminat heraus. Dabei wird noch einmal zusätzliche Energie verzehrt, was den Entfaltungsstoß weiter mindern soll. Damit die Rumpfstruktur in diesem Bereich nicht geschwächt wird, sind dort die Lamine verstärkt. Der Wabensandwichaufbau wird, von außen betrachtet, hinter der Halteleine hergeführt, *Bild 5.16*.

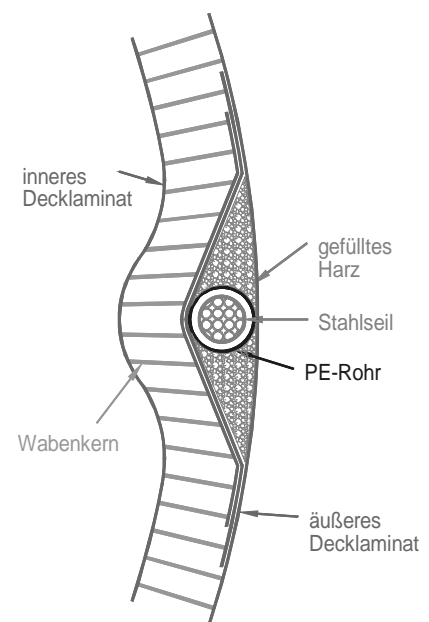


Bild 5.16: Integration der Halteleine in die Rumpfstruktur

5.3.4 Tragflügel und Leitwerke

5.3.4.1 Aufbau der Tragflügel und Leitwerke in Schalenbauweise

Tragflügel und Leitwerke der Silence haben einen elliptischen Grundriss und sind vollsymmetrisch profiliert. Sie sind jeweils zweigeteilt und über eine Steckverbindung lösbar mit dem Rumpf verbunden. In Schalenbauweise ist aufgrund der Symmetrie jeweils nur eine Form für die linke und rechte Seite erforderlich. *Bild 5.17* zeigt den prinzipiellen Aufbau eines Schalenflügels. Für das Höhenleitwerk gelten hier die gleichen Prinzipien wie für einen Tragflügel. Die Schalen bilden eine geschlossene Röhre. Die Lastübertragung im Tragflügel wird je nach Belastungsart unterschiedlichen Elementen des Tragflügels zugeordnet.

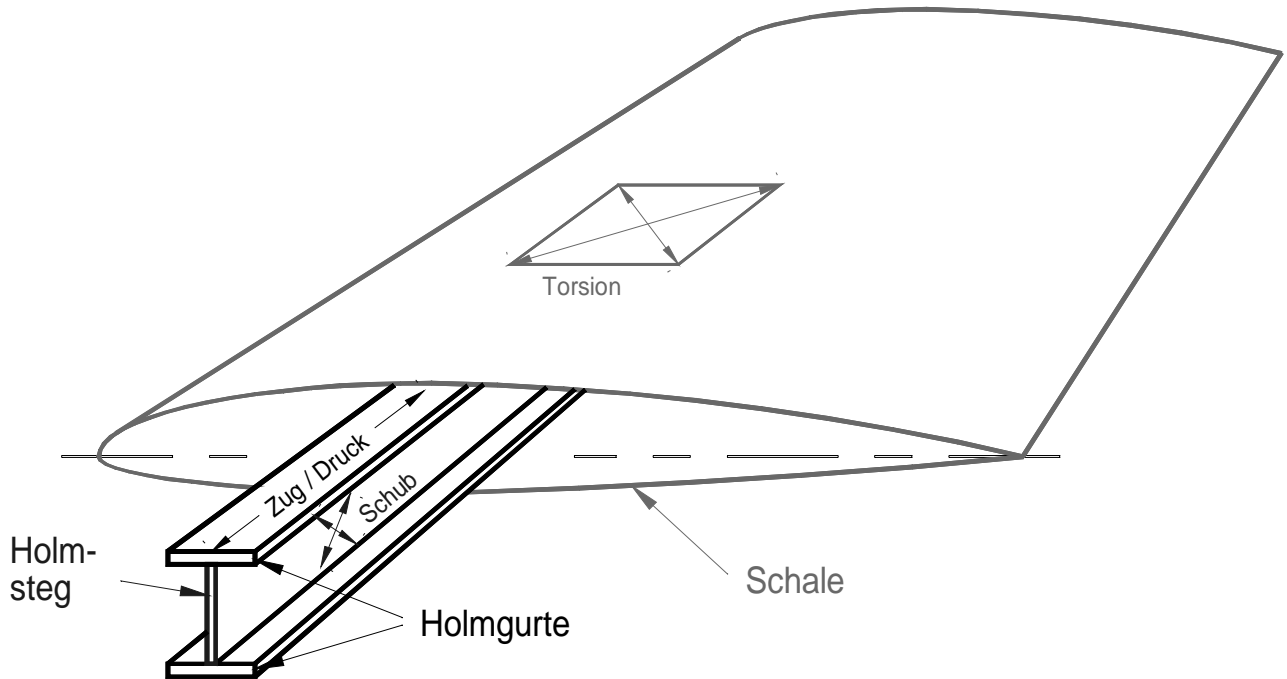


Bild 5.17: Prinzipieller Aufbau eines Schalenflügels

Die Holmgurte nehmen die Biegemomente auf. Sie sind ausschließlich längsfaserverstärkt und bei der Silence aus Kohlefaser-UD-Bändern aufgebaut. Die Querkräfte werden vom Holmsteg aufgenommen. Er besteht im vorliegenden Fall aus einer GFK-Wabensandwichplatte mit diagonal orientierter Faserbelegung. Der so aufgebaute Holm wird auch als I-Holm bezeichnet. IDAFLIEG [Ida 88] liefert spezielle Werkstoffkennwerte für die Auslegung derartiger Holmaufbauten.

Die Flügelschale überträgt die Luftkräfte und nimmt die Torsionsbeanspruchungen im Tragflügel auf. Als geschlossener Kasten hat die Flügelschale eine sehr hohe Torsionssteifigkeit. Bei Torsionsbeanspruchung versucht der Flügel, um den Holm zu tordieren. Demzufolge sind die Fasern in der Flügelschale vorwiegend unter $\pm 45^\circ$ zum Holm orientiert. Zur Erhöhung der Kerbfestigkeit enthält das äußere Decklaminat auch noch Gewebelagen mit $0^\circ/90^\circ$ Faserorientierung.

In Wabensandwichbauweise haben die Flügelschalen bei entsprechender Wabekernstärke eine hohe Biege- und Beulsteifigkeit, so dass Stringer oder Rippen nicht erforderlich sind. Eine Ausnahme bilden die Wurzelrippen, die Tragflügel bzw. Höhenleitwerk an der Steckung verschließen. Weitere Rippenstummel sind zur Anbindung der Flügel- und Leitwerksklappen erforderlich. Die Tragflügel der Silence enthalten zusätzlich noch den Tank sowie die Anlenkungen des Querruders. Insgesamt bestehen Tragflügel und Höhenleitwerke aus sehr wenigen Teilen. *Bild 5.18* zeigt den Querschnitt des Tragflügels von der Silence. Ein Abschlusssteg vor den Ruderklappen schließt die Torsionsröhre des Tragflügels.

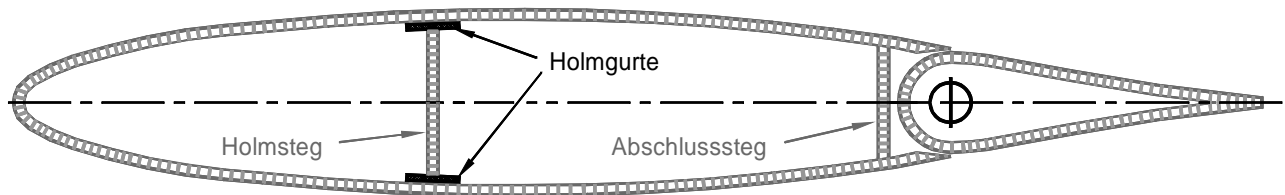


Bild 5.18: Querschnitt des Tragflügels von der Silence

5.3.4.2 Befestigung von Tragflügeln und Leitwerken mit dem Rumpf

Tragflügel, Höhenleitwerke sowie das Seitenruder sind für den Transport abnehmbar und über Steckungen mit dem Rumpf verbunden. Die Seitenruder-Dämpfungsflasse ist fester Bestandteil der Rumpfstruktur. Tragflügel und Höhenleitwerke werden seitlich an den Rumpf gesteckt. Dazu ragt jeweils der Holm um knapp die halbe Rumpfbreite aus dem Tragflügel bzw. Höhenleitwerk als sogenannter Holmstummel heraus. Die Holmstummel werden in eine Holmbrücke gesteckt. An den Enden der Holmstummel werden über definierte Auflageflächen die Querkräfte und Biegemomente des Tragflügels bzw. Leitwerkes auf die Holmbrücke übertragen. Die Biegemomente müssen somit durch die Holmbrücke hindurch geleitet werden. Dazu ist die Holmbrücke als hohler Kastenholm mit entsprechenden Holmgurten auf der Ober- und Unterseite aufgebaut. Ein Bolzen in der Mitte des Holmstummels sichert Tragflügel und Leitwerksteile vor dem Herausrutschen aus der Holmbrücke. Damit dieser Bolzen keine Biegebelastungen aufnimmt, ist die dazugehörige Bohrung im Holmstummel als Langloch ausgeführt. Bild 5.19 zeigt den prinzipiellen Aufbau der Flügel- und Leitwerkssteckungen.

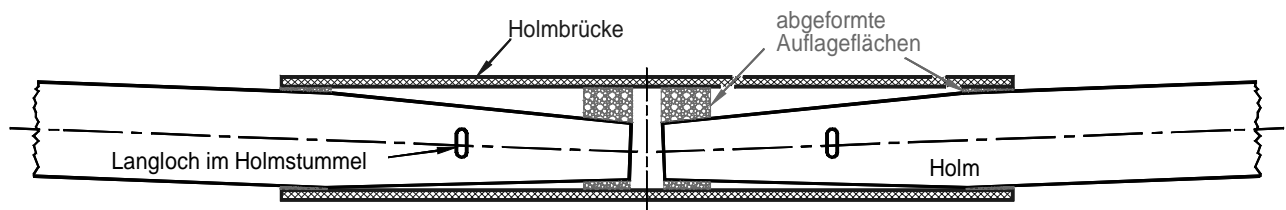


Bild 5.19: Steckung von Tragflügeln und Höhenleitwerken mit Holmstummel und Holmbrücke

Die Torsionskräfte werden über zwei Torsionsbolzen vom Tragflügel auf den Rumpf übertragen, Bild 5.20. Die Torsionsbolzen bestehen aus Aluminiumrohren, die an der Flügelnase und am hinteren Flügelsteg mit der Wurzelrippe und der Schalenstruktur verklebt sind. Am Rumpf sind die Bolzen in GFK-Hülsen gelagert, die wiederum in die Wurzelrippe des Rumpfes eingeklebt sind. Auf die gleiche Weise erfolgt die Übertragung der Torsionskräfte des Höhenleitwerks auf den Rumpf.

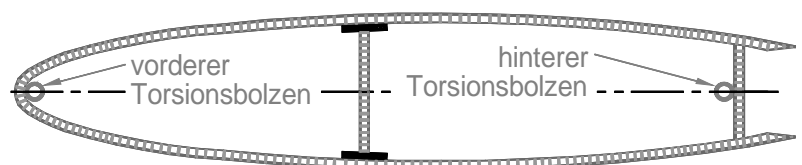


Bild 5.20: Torsionsbolzen der Flügelsteckung

5.3.4.3 Anbindung der Ruderklappen

Die Ruder sind als spaltfreie, symmetrische Wölbklappen ausgeführt, *Bild 5.21*, und jeweils über zwei Gelenkpunkte am Tragflügel bzw. an der Leitwerksdämpfungsflosse angeschlossen. In der Drehachse sind dazu an den Enden der Ruder Bolzen eingeklebt, die über ein Kugelgelenk mit der Rumpfstruktur verbunden sind. Das Kunststoffkugelgelenk ist jeweils in einen Rippenstummel eingeklebt. Die Axialluft kann über Ausgleichsscheiben eingestellt werden. Der Anschluss der Ruderanlenkungen erfolgt automatisch beim Anstecken von Tragflügel und Leitwerken über einen formschlüssigen Drehanschluss. Bei der Querruder- und Höhenruderanlenkung besteht dieser aus einem Aluminium-Sechskant an der Rumpfseite, der beim Anstecken von Tragflügel und Leitwerk formschlüssig in eine entsprechende GFK-Hülse geschoben wird, *Bild 5.22*. Der Anschluss der Landeklappe erfolgt über ein Bolzenpaar, welches das Klappendrehmoment überträgt und über ein entsprechendes Frästeil aus Aluminium angelenkt wird, *Bild 5.23*.

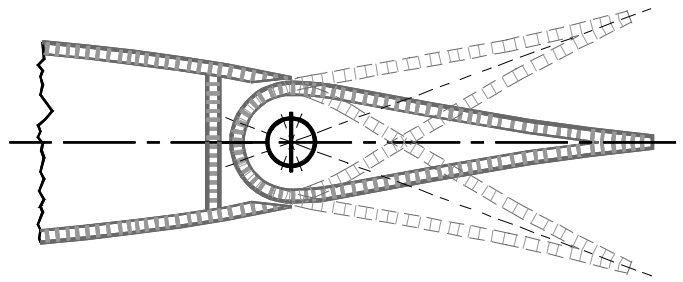
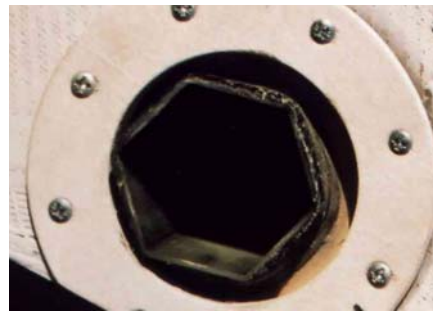


Bild 5.21: spaltfreie Wölbklappe



Aluminium Dorn



GFK-Hülse

Bild 5.22: Querruderanschluss über formschlüssige Sechskanthülse



Frästeil aus Aluminium



Bolzenpaar am Landeklappenanschluss

Bild 5.23: Landeklappenanschluss über Bolzenpaar

5.3.5 Einziehfahrwerk

Zur Reduzierung des Luftwiderstandes ist das Hauptfahrwerk einziehbar. Das Fahrwerk wird am Rumpf befestigt, damit beim Transport und Aufbau das Flugzeug auf dem ausgefahrenen Fahrwerk stehen kann, *Bild 5.24*. Dabei werden die beim Landestoß auftretenden Kräfte direkt in den Rumpf eingeleitet. Es ergibt sich ein Gewichtsvorteil gegenüber der oft anzutreffenden Ausführung des am Tragflügel angebrachten Fahrwerkes, da in solchen Fällen die beim Landestoß auftretenden Kräfte über die Tragflügelsteckungen geleitet werden müssen.

Um die Rumpfstruktur durch Fahrwerksschächte nicht unnötig zu schwächen, klappt das Fahrwerk lediglich auf der Rumpfunterseite an, *Bild 5.25*. Der Strömungsquerschnitt des Fahrwerkes in Flugrichtung wird dabei deutlich reduziert.

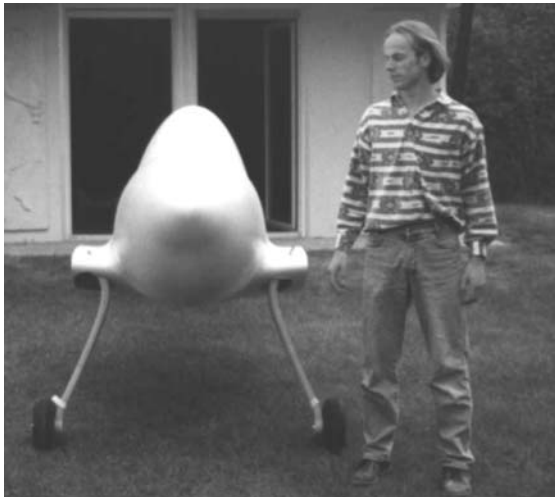


Bild 5.24: Anordnung der Fahrwerksbeine am Rumpf

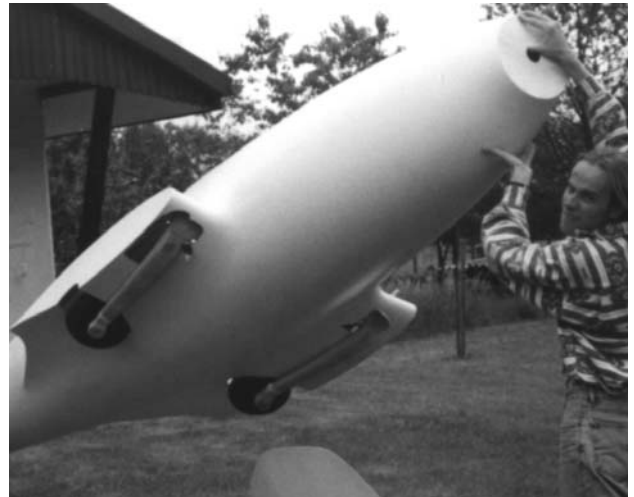


Bild 5.25: Einziehfahrwerk im eingefahrenen Zustand

Weiterhin werden folgende Anforderungen an das Fahrwerk gestellt:

- Das Fahrwerk muss beim Landestoß eine hohe Energie aufnehmen können.
- Beide Fahrwerksbeine müssen in den Endstellungen zuverlässig verriegeln.
- Der Fahrwerksmechanismus sollte aus Gewichtsgründen möglichst einfach gehalten sein und zur Steigerung der Zuverlässigkeit aus möglichst wenig bewegten Teilen bestehen.
- Das elektrisch betätigte Fahrwerk sollte bei Ausfall der Stromversorgung mechanisch ausgefahren werden können und muss dabei noch zuverlässig verriegeln.

Die Fahrwerksauslegung stellt weniger ein Festigkeitsproblem dar, sondern erfordert es, die Energieaufnahme insgesamt für den vorliegenden Belastungsfall zu optimieren. Die Energieaufnahme des Fahrwerkes beim Landestoß erfolgt im Wesentlichen durch Verformen der Fahrwerksschwinge. Weitere Energie wird von der Luftbereifung aufgenommen. Die Fahrwerksbeine bestehen aus GFK, da das Energieaufnahmevermögen von Glasfasern wesentlich größer als von Kohlenstofffasern ist. Auf die Verwendung von Aramidfasern wurde aufgrund des schlechten dynamischen Verhaltens von AFK-Verbunden sowie der schwierigen Verarbeitbarkeit verzichtet. Die massiv aufgebauten Fahrwerksbeine sind zwar vorwiegend längsverstärkt, aber zur Erhöhung der Spleißfestigkeit mit mehreren diagonal verlaufenden Gewebelagen umwickelt. Die *Bilder 5.26* und *5.27* zeigen den Aufbau der Fahrwerksschwingen.

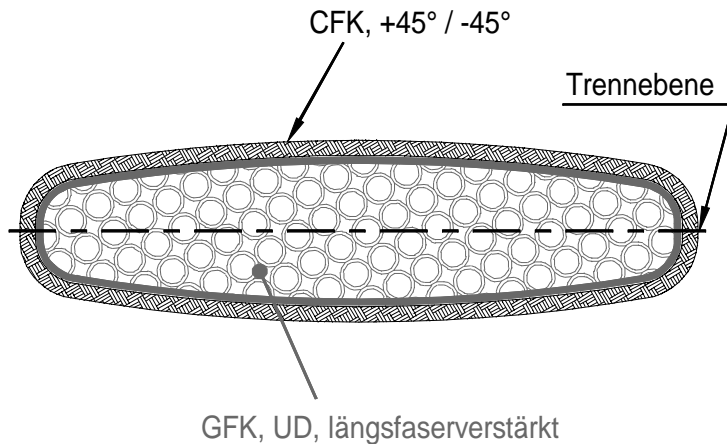


Bild 5.26: Querschnitt durch eine Fahrwerksschwinge



Bild 5.27: Urmotive der Fahrwerksschwinge beim Abformen

Damit das Fahrwerk im eingefahrenen Zustand glatt auf der Unterseite der Rumpfkontur anliegt, *Bild 5.25*, muss es sich beim Einfahren um die eigene Längsachse drehen. Dazu sind die Fahrwerksschwinge jeweils auf einer schräg im Raum stehenden Achse gelagert. Am oberen Ende sind die Fahrwerksschwinge abgewinkelt. *Bild 5.27*.

Bild 5.28 verdeutlicht die Funktionsweise der Einziehfahrwerksmechanik: Jeweils eine in Kugelpfingelenken gelagerte Fahrwerksstrebe steuert eine Fahrwerksschwinge am oberen Hebel an. Die Fahrwerksstreben werden über einen elektrisch betriebenen Spindeltrieb angetrieben. Im ausgefahrenen Zustand stehen beide Fahrwerksstreben in Strecklage. Im eingefahrenen Zustand erfolgt die Fahrwerksverriegelung über die Selbsthemmung des Spindeltriebes. Zur Notauslösung des Fahrwerkes ist die Mutter des Trapezspindeltriebes parallel zur Achse geteilt. Über eine separate Auslöseleine kann der Spindeltrieb in jeder Stellung entriegelt werden. Dabei wird die Spindelmutter gegen die Federkraft, die die beiden Hälften der Spindelmutter zusammenhält, auseinandergedrückt. Gleichzeitig wird der Spindeltrieb in die Stellung „Fahrwerk ausgefahren“ gebracht. In entsprechender Endstellung sind der Spindeltrieb und das Fahrwerk wieder verriegelt. Auf diese Weise ist sichergestellt, dass das Fahrwerk auch bei Ausfall der Elektronik zuverlässig ausgefahren werden kann.

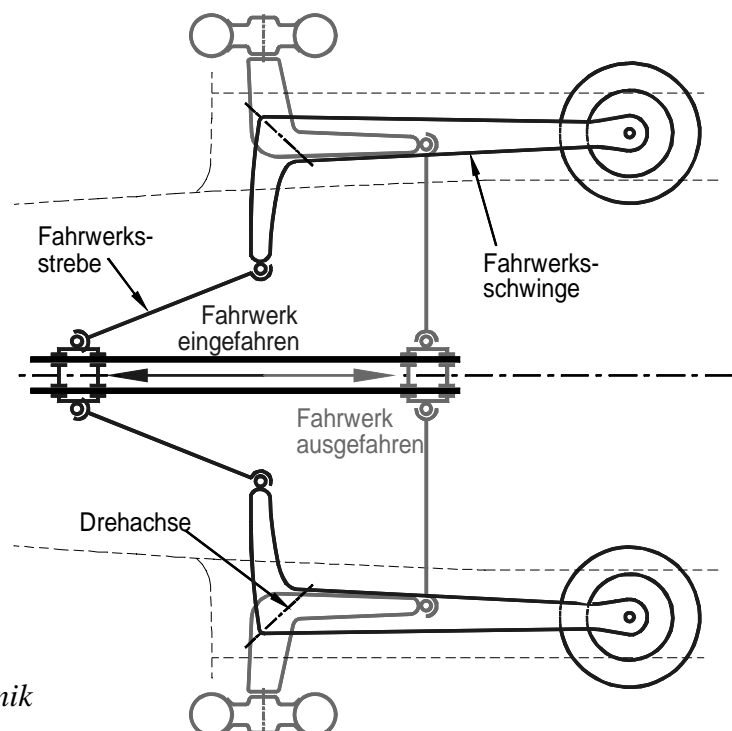


Bild 5.28: Prinzipdarstellung der Einziehfahrwerksmechanik

Bild 5.29 zeigt die Antriebsmechanik des Einziehfahrwerkes im ausgefahrenen Zustand.

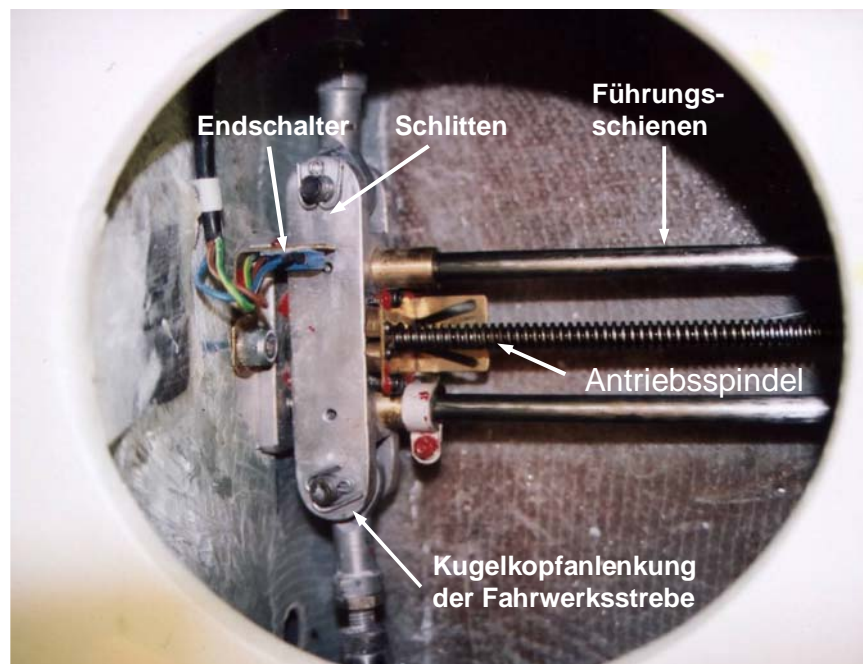


Bild 5.29: Antriebsmechanik des Einziehfahrwerkes

Die entwickelte Lösung besteht aus wenigen Einzelteilen. Die hohen Belastungen beim Landestoß werden durch Verformen der Fahrwerksschwingen aufgenommen. Die Kinematik zur Ansteuerung der Fahrwerksschwingen bleibt weitgehend unbelastet. Die Fahrwerksschwingen liegen an Gummielementen an der Rumpfunterseite unter leichter Vorspannung an, so dass ein Klappern der Fahrwerke im Flug vermieden wird. Die Fahrwerksschwingen selbst sind fasergerecht gestaltet und haben in GFK-Bauweise eine hohe Werkstoffdämpfung. Die Befestigungspunkte der Drehachsen der Fahrwerksschwingen sind in der Rumpfschale mit multiaxialen GFK-Laminataufbauten verstärkt. In diesem Bereich nahe der Tragflügel Nase ergibt sich durch die Bauteilwölbung strukturbedingt ein stabiler Knotenpunkt, so dass die Lasten gut in die Rumpfstruktur weitergeleitet werden können. Eine zusätzliche Verstärkung der Befestigungspunkte erfolgt mit Rovings, welche diese in Belastungsrichtung umschlingen. Bild 5.30 zeigt die Fahrwerksbeinbindung von der Rumpfunterseite



Bild 5.30: Fahrwerksbeinbindung von der Rumpfunterseite betrachtet

5.3.6 Antriebseinbau

Die Silence wird von einem Zweischeiben-Wankelmotor mit 50 kW Leistung angetrieben. Der Motor verfügt über eine hohe gewichtsspezifische Leistung und verursacht im Vergleich zu einem Hubkolbenmotor wesentlich geringere Vibrationen. Dieses ist im vorliegenden Fall sehr bedeutsam, da das Antriebsgewicht mit mehr als 25% des maximalen Abfluggewichtes relativ hoch ist und die sehr leichte Flugzeugzelle der schwingenden Antriebsmasse nur wenig dämpfende Masse entgegen setzen kann.

Der Wankelmotor erzielt seine maximale Leistung bei einer Drehzahl von 6000 U/min. Um einen hohen Antriebswirkungsgrad zu erreichen, wird die Motordrehzahl über ein Untersetzungsgetriebe mit $i = 3$ untersetzt. Serienmäßig ist für den Motor ein Zahnriemengetriebe mit entsprechender Untersetzung lieferbar. Um jedoch die kompakte Bauform des Wankelmotors auszunutzen und die Flugzeugkontur entsprechend schlank ausführen zu können, wurde eigens für die Silence ein Planetengetriebe entwickelt. Der Planetenradsatz stammt von einem Pkw-Automatik-Getriebe. Planetenradträger, Wellen und Gehäuse wurden speziell für den Einsatz in der Silence in Aluminium-Leichtbauweise entwickelt.

Ungewöhnlich ist der Einbau der Antriebseinheit im Flugzeug: Die Rumpfstruktur wird nach vorn bis zum Propelleransatz durchgezogen. Montageöffnungen an beiden Seiten der Rumpfröhre ermöglichen den Einbau des Antriebs sowie die Zugänglichkeit aller Wartungsstellen. Anstelle eines Motorträgers ist längs im Motorraum eine Wabensandwichplatte eingeklebt. Darauf wird der Motor über Gummischwingelemente verbunden. Mit weiteren Schwingelementen ist der Motor stirnseitig an einem Ringspanten befestigt. Der Motor ist auf diese Weise elastisch mit der Rumpfstruktur verbunden, wodurch die Vibrationsübertragung auf die Rumpfröhre erheblich reduziert wird. Das Getriebe selbst ist starr über einen weiteren GFK-Ringspanten mit der Rumpfröhre verschraubt. Eine drehstarre, biegeeweiche Kupplung gleicht Relativbewegungen zwischen Motor und Getriebe aus. *Bilder 5.31 bis 5.33* zeigen die Antriebseinheit.

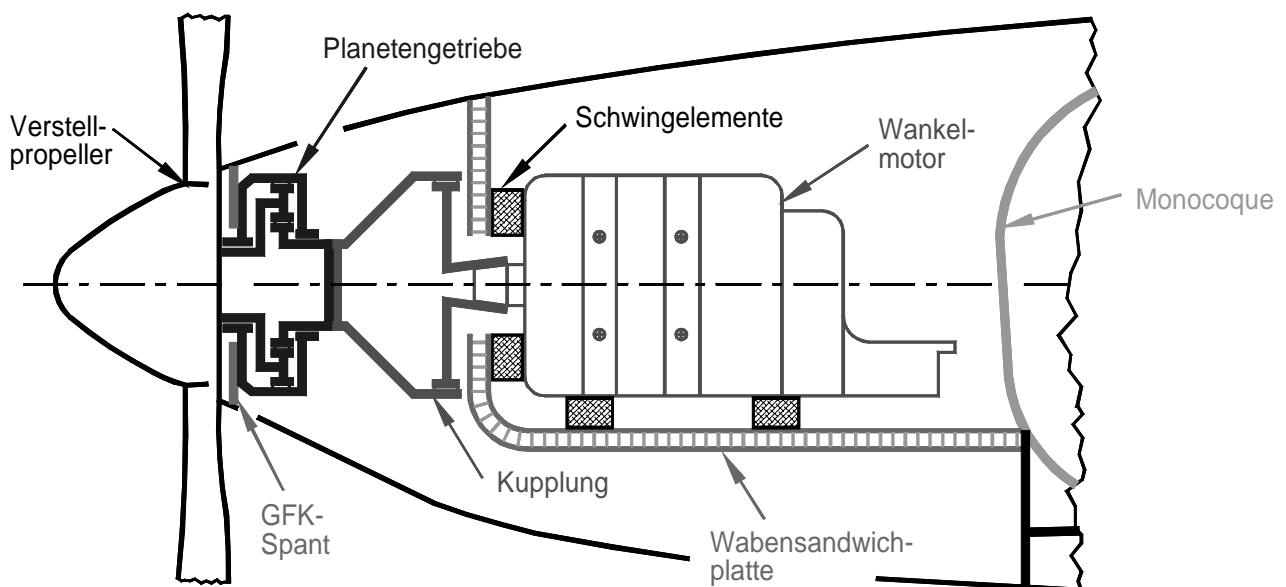


Bild 5.31: Einbau der Antriebseinheit

Der Ringspant und die Wabensandwichplatte, an denen der Motor befestigt ist, geben der Rumpfröhre zusätzliche Festigkeit und trennen außerdem den Motorraum von der Kühlluftführung. In dem Kanal unterhalb der Motorträgerplatte ist der Wasserkühler untergebracht. Eine entsprechende Hutze sorgt für die Zuführung der Kühlluft. Hinter dem Wasserkühler wird die Luft unter dem Monocoque durchgeleitet und tritt an den Radausschnitten für das Hauptfahrwerk unterhalb des Rumpfes wieder aus.



Bild 5.32: Planetengetriebe mit Verstellpropeller

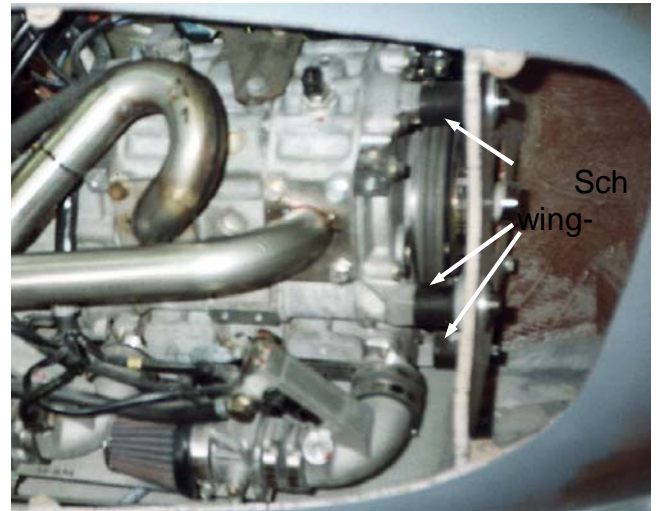


Bild 5.33: Befestigung des Motorblocks über Schwingelemente

Separate Lufthutzen auf der rechten Seite sorgen für Frischluftzuführung der Ansaugluft und kühlen die Auspuffanlage über einen weiteren separaten Luftstrom, *Bild 5.34*. Auspuffkrümmer und Schalldämpfer sind mit einem zusätzlichen Kühlkanal aus Aluminium verkleidet, durch den Frischluft hindurchgeleitet wird, um die Erwärmung des Motorinnenraumes zu reduzieren, *Bild 5.35*.

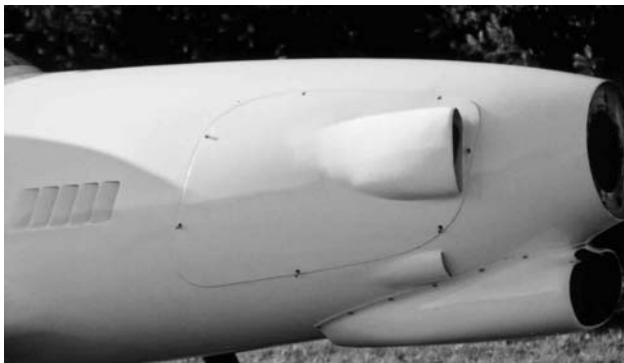


Bild 5.34: Seitliche Frischluftzuführungen



Bild 5.35: Kühlkanal aus Aluminium um die Auspuffanlage

Der Motorinnenraum ist mit einer ca. 2 mm starken keramischen Brandschutzmatte ausgekleidet, die die Strukturbauteile aus Kunststoff vor unzulässig hoher Erwärmung schützt.

Der Einbau des Antriebes in der hier beschriebenen Weise nutzt die Möglichkeiten der Gestaltfestigkeit von FVK-Verbunden in Sandwichbauweise. Die Befestigung des Antriebes erfolgt mit wenigen Verbindungselementen bei möglichst geringem Gewicht aller beteiligten Komponenten.

5.3.7 Verstellpropeller

5.3.7.1 Aerodynamische Auslegung des Verstellpropellers

Besonderer Bedeutung in der Antriebskette eines Propellerflugzeuges kommt der Auslegung des Propellers zu. Er setzt die mechanische Wellenleistung in Schubleistung um. Insbesondere wenn ein Flugzeug in einem weiten Geschwindigkeitsbereich betrieben werden soll, ist eine Anpassung der Propellersteigung an die Fluggeschwindigkeit erforderlich. Durch Verstellung der Propellersteigung im Flug erfolgt die Anpassung der Last an den jeweiligen Flugzustand. Beim Start wird bei geringer Fluggeschwindigkeit mit geringer Propellersteigung ein hoher Schub erzeugt, der ein rasches Steigen ermöglicht. Im Reiseflug kann bei hoher Steigung die Motordrehzahl reduziert werden, was zur Lärmreduzierung und Kraftstoffersparnis führt.

Im vorliegenden Fall wurde daher ein Propeller entwickelt, der speziell auf den Antrieb und die Flugleistungen der Silence abgestimmt ist. Die Auslegung der Propellerblätter erfolgte von DELAGO¹. Als Auslegungspunkt wurde folgender Betriebspunkt gewählt:

Wellenleistung: 37,7 kW (75% Maximalleistung)
 Propellerdrehzahl: 1.800 U/min (5.400 U/min Motordrehzahl)
 Fluggeschwindigkeit: 40 m/s

Bild 5.36 zeigt Propellerkennlinien für die Auslegungsdrehzahl. Die einzelnen Betriebspunkte wurden mit der Propellersoftware XROTOR berechnet. Es werden die Eingangs- und Ausgangsleistung bei konstanter Drehzahl in Abhängigkeit von der Fluggeschwindigkeit dargestellt. Mechanisch ist bei dem Propeller ein Verstellweg von $\pm 12^\circ$ möglich. Für den Leistungsbereich des Wankelmotors deckt der Verstellbereich von -5° bis $+10^\circ$ alle für das Flugzeug zulässigen Flugzustände sinnvoll ab.

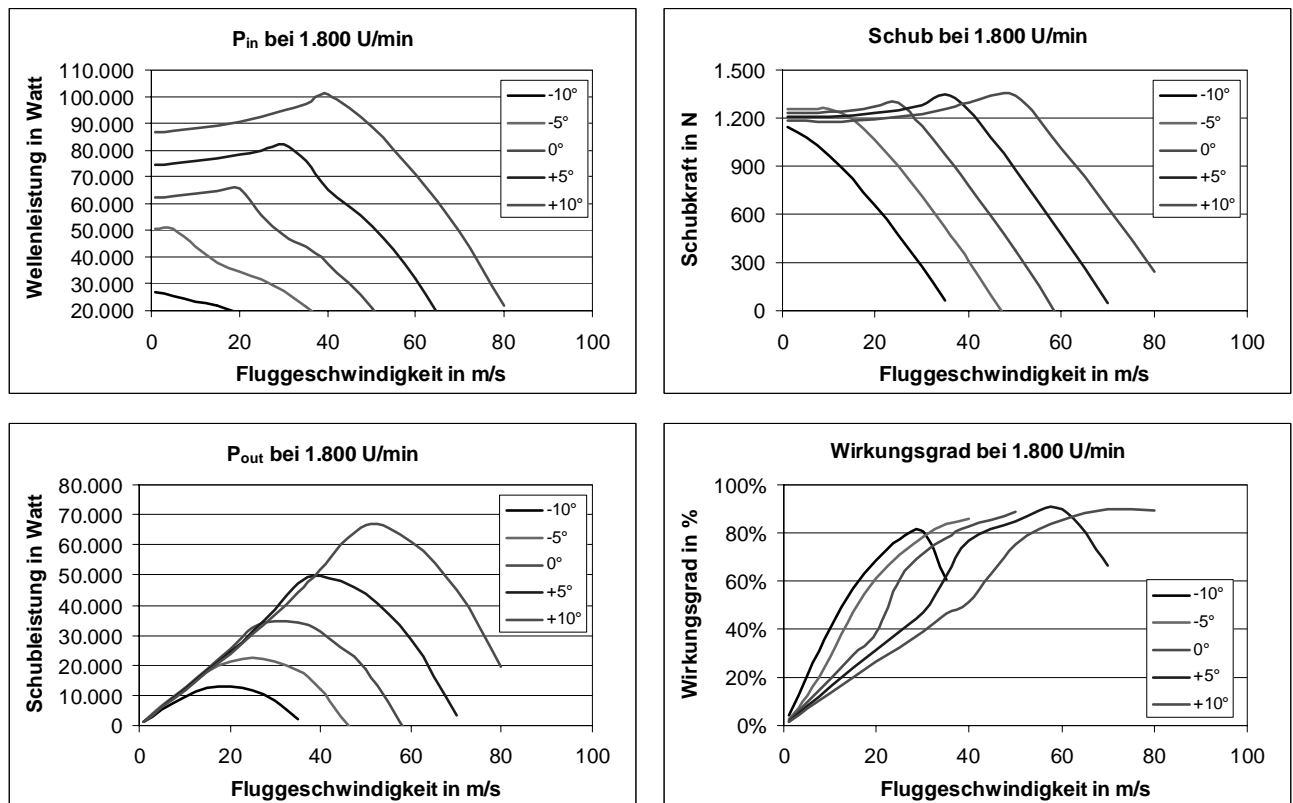


Bild 5.36: Mit XROTOR ermittelte Propellerkennlinien für die Auslegungsdrehzahl 1.800 U/min

¹ Johannes Delago, Kirchstr. 5, 89174 Altheim

Bild 5.37 zeigt den Schallpegel des Propellers bei 300 m Überflughöhe. Der am Boden wahrnehmbare Schallpegel aufgrund des Propellerlärms ist in Abhängigkeit von den horizontalen Entfernungen in dbA angegeben. Bei der Entwicklung der Silence wurde auf Geräuscharmheit großer Wert gelegt.

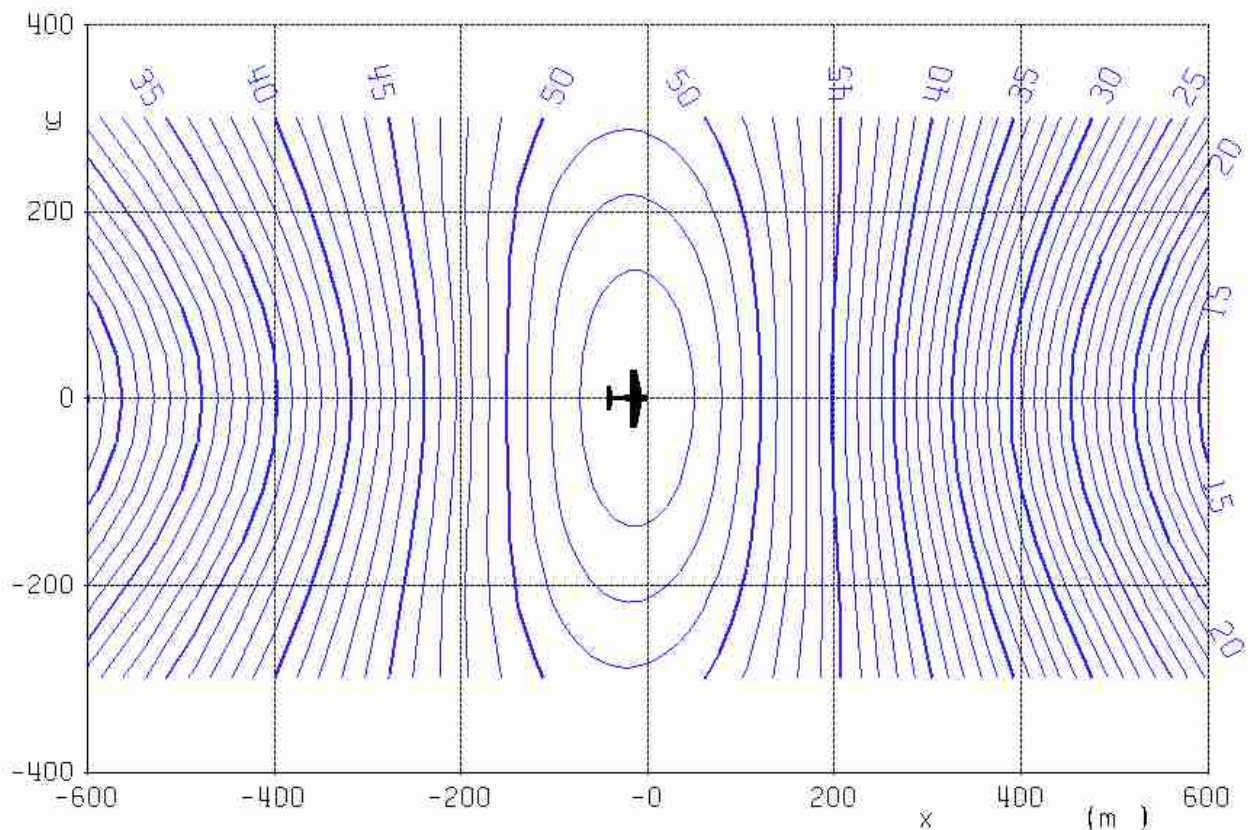


Bild 5.37: Schallpegel des Propellers bei 300 m Überflughöhe, Grafik: DELAGO

5.3.7.2 Konstruktiver Aufbau

Der für die Silence entwickelte Verstellpropeller besteht aus hohl aufgebauten Blättern in CFK-Wabensandwichbauweise. Propellerblätter und Verstellnabe zusammen wiegen mit 4,3 kg weniger als die Hälfte im Vergleich zu konventionellen Verstellpropellern. Erreicht wurde dieses durch konsequenten Leichtbau der Blätter sowie eine neuartige Verstellnabe. Die Besonderheiten dabei werden im Folgenden näher beschrieben:

Ein Propeller ist ein drehender Flügel, der mechanische Leistung in Schubleistung wandelt. Jedes einzelne Propellerblatt unterliegt dabei einer drehzahlabhängigen Fliehkraftbelastung, die bei hohen Drehzahlen sehr groß wird. Weiter treten mehrachsige Biege- und Schubbelastungen im Propellerblatt auf. Bei einem Verstellpropeller wird im Betrieb die Steigung verändert, indem die einzelnen Blätter um ihre Längsachse verdreht werden. Hauptschwierigkeiten sind dabei:

- die reibungsarme Lagerung der Blätter unter hoher Axialbelastung,
- die Einleitung der Stellbewegung in die rotierende Propellernabe,
- die Umsetzung der Stellbewegung bei begrenztem Bauraum.

Kernpunkt der Lösung für den vorliegenden Verstellpropeller ist dabei eine Blattlagerung, die durch das Ausnutzen des zusätzlichen Freiheitsgrades von Gelenklagern einen Blattaufbau ermöglicht, der besonders fasergerecht ist. Dabei ist die Blattlagerung leicht und kompakt.

Das einzelne Propellerblatt ist am inneren Blattende in einem Gelenklager gelagert, dessen Achse senkrecht zur Blattachse verläuft. Dabei werden die hohen Fliehkräfte des Blattes radial vom Gelenklager aufgenommen. Die Winkelbeweglichkeit des Gelenkkopfes von beidseitig 15° ermöglicht eine Anpassung der Propellersteigung an alle sinnvollen Betriebsbereiche.

Durch die Wahl der Lager ist eine fasergerechte Krafteinleitung der Fliehkräfte in das Propellerblatt möglich. Die für Faserverbundbauteile typische Problematik der Anbindung an metallische Elemente wird hier dadurch gelöst, dass das hoch belastete Axiallager als Gelenklager ausgeführt wird, welches aufgrund seiner kompakten Bauform und der speziellen Anordnung in die Blattwurzel integriert werden kann. Zur Aufnahme der Fliehkräfte wird das Lager dabei von Kohlenstofffasern umschlungen.

Bild 5.38 skizziert den Aufbau der Blattwurzel mit Lagerung und Verstellhebel. *Bild 5.39* zeigt die teilmontierte Verstellmechanik und *Bild 5.40* die komplette Verstellpropellereinheit mit dem angeflanschten Planetengetriebe.

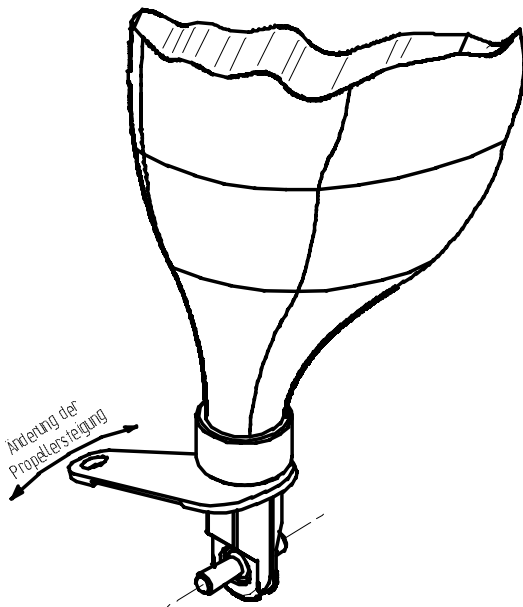


Bild 5.38: Prinzipdarstellung der Blattverstellung [Strie 01]



Bild 5.39: teilmontierte Verstellpropellermechanik



Bild 5.40: Verstellpropeller mit angeflanschtem Planetengetriebe

5.4 Dimensionierung der Strukturbauteile

Die Bauteile der Silence müssen so dimensioniert sein, dass sie alle Beanspruchungen im Flugbetrieb zuverlässig und dauerhaft ertragen können. Die Belastungsgrenzen sowie die anzunehmenden Sicherheitszahlen für Ultraleichtflugzeuge sind in der BfU vorgegeben. Die Dimensionierung der einzelnen Bauteile erfolgt in folgenden Schritten:

- Ermittlung der Lastannahmen
- Formulierung des Laminataufbaus
- Rechnerischer Festigkeitsnachweis
- Bauteilversuch

Die Vorgehensweise wird am Beispiel des Tragflügels für das UL-Flugzeug Silence dargestellt.

5.4.1 Lastannahmen

Die Lastannahmen für das Flugzeug Silence wurden von GUHL [Guhl 99] durchgeführt. Zur weiteren Erläuterung sei auf SCHLICHTING/TRUCKENBRODT [Schli 67] und [Schli 69] verwiesen. GUHL ging dabei folgendermaßen vor:

Zunächst wurden die aerodynamischen Daten für Tragflügel, Rumpf und Leitwerk ermittelt und anschließend die flugmechanischen Größen bestimmt. Eine Zusammenfassung dieser Werte erfolgte mit dem v - n -Diagramm, bei dem die Lastvielfachen für bestimmte Flugzustände über der Fluggeschwindigkeit dargestellt sind, *Bild 5.41*. Die den einzelnen Flugzuständen zugeordneten Bezugsgeschwindigkeiten v_{XX} sind in der BfU vorgegeben. GUHL fügte dem v - n -Diagramm noch die Darstellung der Böenbelastungen für die vertikale Böe mit 7,5 bzw. 15 m/s hinzu. Die für die Dimensionierung maßgeblichen maximalen Lastvielfachen wurden auf ± 6 g festgelegt.

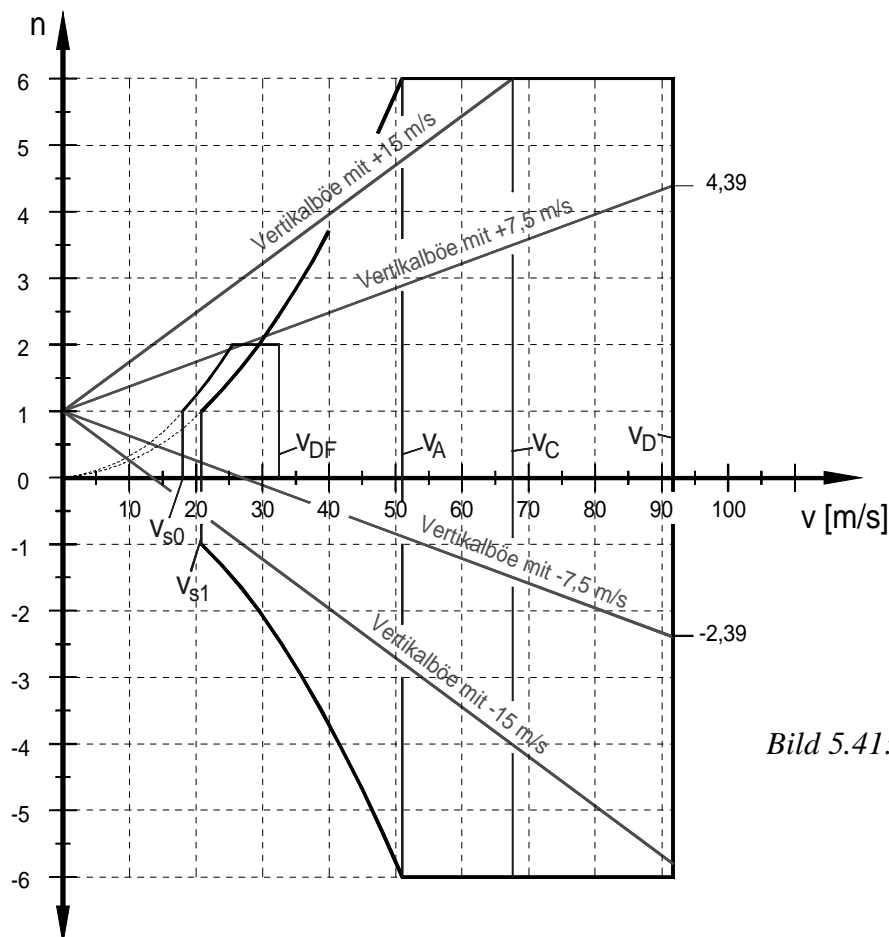


Bild 5.41: v-n-Diagramm für das UL-Flugzeug Silence nach [Guhl 99]

Der Berechnung der flugmechanisch relevanten Größen folgte die Ermittlung der auf das Flugzeug einwirkenden Belastungen. Die zu untersuchenden Lastfälle werden in der BfU vorgegeben. Für die Berechnungen der Belastungen im Flug verwendete Guhl ein Programm, das mittels der einfachen Traglinientheorie und des Verfahrens nach Multhopp bei vorgegebenen flugmechanischen Größen die Lastverteilungen berechnet. Ruder- und Klappenausschläge können dabei mit berücksichtigt werden.

Die Ermittlung der Lastaufnahme durch die Struktur erfolgte unter Einbeziehung der aerodynamischen Kräfte sowie der Eigenmassen. Nachzuweisen sind im Rahmen der Verkehrszulassung für ein Ultraleichtflugzeug die ausreichende Festigkeit der Tragflügel- und Leitwerksteile, der Rumpfröhre sowie der Befestigung aller weiteren Einzelmassen. Für die hier beispielhaft darzustellende Dimensionierung des Tragflügels waren folgende Punkte zu berücksichtigen:

- Die mittels Rechenprogramm ermittelten aerodynamischen Kräfte wurden in Spannweitenrichtung über den Tragflügel integriert. Sie lieferten den Querkraft- und Biegemomentenverlauf über den Tragflügel.
- Die lokale Tiefenverteilung der aerodynamischen Kräfte wurde ebenfalls mit berücksichtigt. Daraus ließ sich der Torsionsmomentenverlauf im Tragflügel errechnen.
- Das Eigengewicht des abnehmbaren Flügelstücks wurde mit einbezogen. Bei hohen Vertikalbeschleunigungen durch aerodynamische Kräfte führen die Trägheitskräfte des Tragflügels zu einer Abminderung der Belastung für die Flügelstruktur.
- Das Eigengewicht des Treibstoffes in den Tragflügel tanks wurde nicht einbezogen, da auch ein Fliegen mit fast leeren Tanks bei maximaler Abflugmasse denkbar ist.

Für die unterschiedlichen Lastfälle, die nach BfU zu untersuchen waren, ermittelte Guhl die aerodynamischen Lasten. *Bild 5.42* zeigt die maßgeblichen Werte des Tragflügels für die vordere und die hintere Schwerpunktlage im zulässigen Schwerpunktbereich. Dabei werden neben den Auftriebsbeiwerten die Maximalwerte für die Querkraft, das Biege- und das Torsionsmoment im Tragflügel dargestellt. Die Maximalwerte treten stets an der Tragflügelsteckung im Bereich der Wurzelrippe auf. Die höchsten strukturellen Belastungswerte sind in *Bild 5.42* jeweils grau hinterlegt und kennzeichnen damit gleichzeitig die Lastfälle, in denen die höchsten Belastungen auftreten.

Lastfall gem. BfU	n	v [m/s]	vordere Schwerpunktlage $x_{sv} = -19$ mm					hintere Schwerpunktlage $x_{sh} = 147$ mm				
			$c_{A,F}$	A_F [N]	Q_{max} [N]	$M_{b,max}$ [Nm]	$M_{t,max}$ [Nm]	$c_{A,F}$	A_F [N]	Q_{max} [N]	$M_{b,max}$ [Nm]	$M_{t,max}$ [Nm]
A	6	50,94	1,1800	16.352	5.663	8.012	247	1,1590	16.061	5.543	7.849	247
D	6	91,67	0,3645	16.352	5.663	8.012	247	0,3580	16.061	5.543	7.849	247
AF	2	25,48	1,6200	5.614	1.982	2.459	-120	1,5919	5.517	1.942	2.405	-120
DF	2	33,33	0,9659	5.731	2.049	2.309	-265	0,9495	5.633	2.009	2.255	-265
AQ	4	50,94	0,7843	10.868	4.866	7.318	487	0,4318	10.674	4.786	7.210	487
DQ	4	91,67	0,2422	10.866	4.952	7.475	513	0,1130	10.671	4.873	7.366	513
AH	1	50,94	0,1967	2.725	943	1.335	41	0,4318	2.677	923	1.308	41
AHU												
AHO												
DH	1	91,67	0,0607	2.725	943	1.335	41	0,113	2.677	923	1.308	41
DHU												
DHO												
CP	6	67,6	0,6703	16.365	5.665	8.014	247	0,6583	16.094	5.545	7.851	247
CM	-4	67,6	-0,4469	-10.905	-3.776	-5.342	-165	-0,4389	-10.711	-3.696	-5.234	-165

Bild 5.42: Auszug aus den Ergebnissen der aerodynamischen Untersuchungen für den Tragflügel des Ultraleichtflugzeuges Silence, nach [Guhl 99]

Die höchsten Querkräfte und Biegemomente an der Tragflügelwurzel treten beim maximalen positiven Böenlastfall CP auf. Das maximale Torsionsmoment liegt im Lastfall DQ vor, wenn bei Bemessungshöchstgeschwindigkeit die Querruder mit einem Drittel des Vollausschlages betätigt werden.

Es ergaben sich für den Tragflügel der Silence folgende maximalen Belastungen an der Flügelsteckung im Bereich der Wurzelrippe:

Q_{max}	= 5.665 N	maximale Querkraft
$M_{b,max}$	= 8.014 Nm	maximales Biegemoment
$M_{t,max}$	= 513 Nm	maximales Torsionsmoment

Anhand dieser Lastfälle wird die Vorgehensweise bei der Dimensionierung und Nachweisführung der Strukturbauteile exemplarisch beschrieben.

5.4.2 Formulierung des Laminataufbaus

Zur Formulierung eines Laminataufbaus für die Faserverbund-Wabensandwichbauteile mussten neben den vorab ermittelten Lastfällen außergewöhnliche Beanspruchungen berücksichtigt werden, die z. B. beim Transport oder Auf- und Abbau des Flugzeuges auftreten können. Gerade für die Schalenbauteile, bei denen die homogene Flächenlast durch Luftkräfte im Flugbetrieb nur geringe Beanspruchungen hervorruft, kann dabei der sogenannte Lastfall „Anfassen“ maßgeblich für eine Minimaldimensionierung der Schale sein. Daher wurde zu Beginn ein Minimalaufbau der Schale festgelegt. Aufgrund von Erfahrungswerten erfolgte dabei der Aufbau des äußeren Decklaminates aus zwei Lagen Glasgewebe mit einem Flächengewicht von je 105 g/m². Die Orientierung der beiden Lagen ist um 45° zueinander gedreht, so dass sich ein quasiisotroper Laminataufbau ergab, *Bild 5.43*. Dabei wurde die zusätzliche Gewebelage aus Glasgewebe von 80 g/m² zur Verklebung des Wabenkerns rechnerisch zunächst nicht berücksichtigt. Der Laminataufbau des äußeren Decklaminates entspricht dem Grundaufbau der in Kapitel 3 untersuchten Wabensandwichplatten. Für das innere Decklaminat war zunächst ein Grundlaminat aus einer Lage 80 g/m² Glasgewebe vorgesehen worden. Aufgrund der in Kapitel 3 gewonnenen Erkenntnisse wurde der Aufbau für die inneren Decklaminat der Tragflügelschalen auf eine Lage 163 g/m² Glasgewebe geändert.

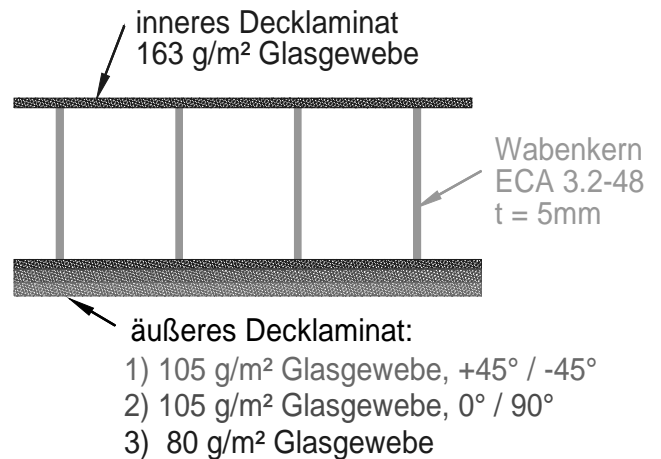


Bild 5.43: Sandwichaufbau

Mit dem beschriebenen Grundaufbau werden erste Festigkeitsanalysen durchgeführt. Bei nicht genügender Festigkeit bzw. Steifigkeit können die Laminat gezielt mit weiteren Gewebelagen verstärkt werden. Für den Tragflügel in Schalenbauweise gilt die bereits in Kapitel 5.3.4.1 beschriebene Aufteilung der unterschiedlichen Belastungsarten:

- Die geschlossene Flügelschale nimmt die Torsionsmomente auf.
- Die Holmgurte nehmen die Biegemomente auf.
- Die Laminatbeschichtung des Steges nimmt die Querkräfte auf.

5.4.3 Rechnerischer Festigkeitsnachweis am Beispiel des Tragflügels

5.4.3.1 Torsionsfestigkeit der Tragflügelschale

Die Decklaminat der Tragflügelschale nehmen die Torsionsbelastungen im Tragflügel auf. Der Sandwichaufbau verleiht der Schale die erforderliche Beulsteifigkeit. Die Torsionsfestigkeit der Flügelschale wird rechnerisch nachgewiesen. Darüber hinaus wird ein Beulnachweis für die Flügelschale geführt.

Für den Tragflügel wurde ein maximales Torsionsmoment $M_{t,max} = 513 \text{ Nm}$ ermittelt. Der Schalenflügel bildet einen geschlossenen dünnwandigen Hohlquerschnitt, Bild 5.44.

Der Zusammenhang zwischen Schubspannung und Torsionsmoment ist nach der 1. Bredtschen Formel [Dub 87]:

$$(54) \quad \tau = \frac{M_t}{2 \cdot A_m \cdot t}$$

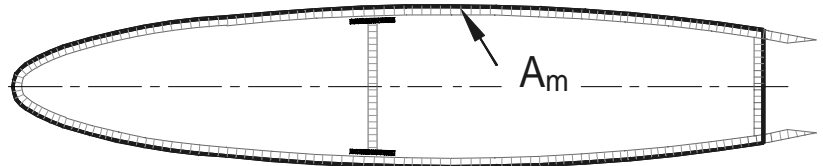


Bild 5.44: Geschlossener Hohlquerschnitt

Dabei ist A_m die von der Mittellinie eingeschlossene Fläche des Hohlquerschnittes. Die Wandstärke t ist im vorliegenden Fall gleichzusetzen mit der Laminatstärke s_l der Decklaminat. Diese bestehen hier aus vier Lagen Glasfasergewebe mit einem Flächengewicht von insgesamt $q = 453 \text{ g/m}^2$. Bei einem Faservolumenanteil von $\phi = 35\%$ und einem spezifischen Fasergewicht $\rho = 2,5 \text{ g/cm}^3$ ergibt sich eine rechnerische Schichtstärke s_l von:

$$s_l = \frac{q}{\rho \cdot \phi} = 0,508 \text{ mm}$$

Der Hohlquerschnitt des Tragflügels wurde mit $A_m = 213.000 \text{ mm}^2$ ermittelt. Nach der 1. Bredtschen Formel ist die auf die Decklaminat bezogene Schubspannung bei höchster Torsionsbeanspruchung somit:

$$\tau = 2,4 \text{ N/mm}^2$$

Für den Festigkeitsnachweis ist zu berücksichtigen, dass nur ein Teil der Gewebelagen diagonal verläuft und damit für den Lastfall beanspruchungsgerecht angeordnet ist. Eine aufwendige Ermittlung der Laminateneigenschaften des Verbundes ist nicht erforderlich, wenn gezeigt werden kann, dass alleine die diagonal angeordneten Gewebelagen die Torsionsbeanspruchungen tragen können. Für die im vorliegenden Fall einzelne diagonal verlaufende Lage Glasgewebe mit einem Flächengewicht von 105 g/m^2 ergibt sich eine Laminatstärke von $0,118 \text{ mm}$. Hätte diese Lage allein die Torsionsbeanspruchungen zu tragen, ergäben dies Schubspannungen von $\tau = 10,2 \text{ N/mm}^2$.

In Idaflieg ist der Schubbruchkennwert für GFK-Laminat mit diagonalem Faserverlauf mit

$$\tau_{\# Br} = 90 \text{ N/mm}^2 \quad \text{angegeben.}$$

Damit ergibt sich eine Sicherheit der Tragflügelschale gegen Torsionsbruch von über 8,8. Dieser Wert liegt erheblich über dem erforderlichen Wert von 1,5. Ein dünnerer Laminataufbau der Decklagen ist aber im vorliegenden Fall aus Gründen der Alltagstauglichkeit nicht empfehlenswert.

5.4.3.2 Beulnachweis für die Tragflügelschale

Der Beulnachweis für die Tragflügelschale erfolgt nach dem in Kapitel 4.2.3 beschriebenen Verfahren. Dabei ist zu zeigen, dass die ermittelten Schubspannungen unterhalb der beulkritischen Spannungen für die einzelnen Beulfelder liegen.

Für die beulkritische Spannung gilt gemäß Gleichung (17):

$$(17) \quad \tau_k = \kappa \cdot k \cdot E_w \cdot \left(\frac{d}{b}\right)^2$$

Der Steifigkeits-Erhöpfungsfaktor κ kann unmittelbar aus der Belegung der Decklaminat ermittelt werden. Das Gesamtgewicht der Gewebelagen beträgt im äußeren Decklaminat 290 g/m^2 und im inneren Decklaminat 163 g/m^2 . Aus dem sich ergebenden Hautdickenverhältnis $s_2/s_1 = 0,56$ ergibt sich nach Formel (11b): $\kappa = 2,76$.

Zur Bestimmung des Beulfaktors k ist eine Analyse der zu untersuchenden Beulfelder erforderlich. Für den Tragflügel ergeben sich zwei Beulfelder, eines vor und eines hinter dem Tragflügelholm, *Bild 5.45*. Da der Sandwichtaufbau für beide Beulfelder identisch ist und gleiche Torsionsbeanspruchungen vorliegen, genügt es, den Beulnachweis für das breitere, hintere Beulfeld zu führen.

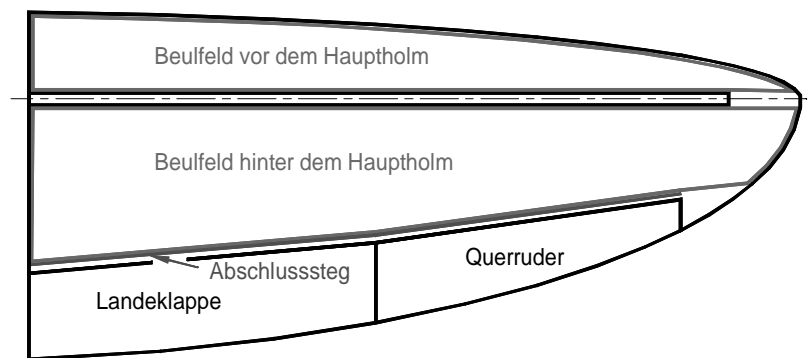


Bild 5.45: Beulfelder am Tragflügel

Das Beulfeld wird in der Breite durch den Tragflügelholm und den Abschlusssteg, der den Flügelkasten am hinteren Ende verschließt, begrenzt. Es läuft trapezförmig zu und wird für den rechnerischen Beulnachweis durch ein Rechteckfeld ersetzt, dessen Breite sich graphisch durch einen Kreis ermitteln lässt, der die Ränder des Beulfeldes berührt, *Bild 5.46*. Dadurch ergibt sich eine Breite von $b = 654 \text{ mm}$. In der Länge ist das Beulfeld durch die Wurzelrippe und die Flügelspitze begrenzt. Die Länge des Beulfeldes beträgt $a = 3200 \text{ mm}$, wobei sich ein Breitenverhältnis $b/a = 0,20$ ergibt.

Die Profilkrümmung im hinteren Bereich ist relativ gering, so dass das Beulfeld annähernd als ebene Platte betrachtet werden kann.

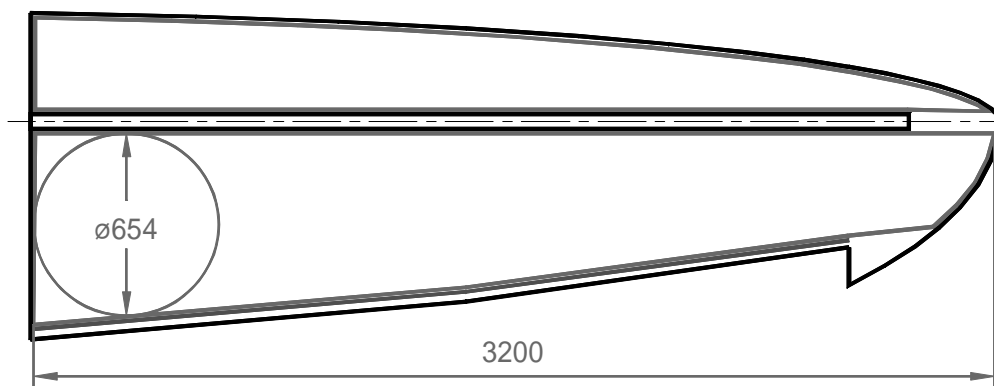


Bild 5.46: Bestimmung der Abmessungen des Beulfeldes

Das Beulfeld ist durch entsprechende Verbindung mit dem Holmsteg, der Wurzelrippe und dem hinteren Flügelsteg an drei Seiten biegesteif gelagert. Für ein Seitenverhältnis $b/a = 0,2$ ergibt sich der Beulfaktor nach *Bild 5.47* anhand von Kurve 4 zu $k = 8,3$.

Der wirksame Elastizitätsmodul der GFK-Deckhäute wurde in den Untersuchungen in Kapitel 3 mit $E = 15.000 \text{ N/mm}^2$ angenommen. In weiteren experimentellen Untersuchungen wurde an Probescheiben, die im Aufbau dem Sandwicheaufbau der Tragflügelshale entsprachen, die Plattensteifigkeit ermittelt. Sie lag mit $49,9 \text{ Nm}$ 4% unter dem theoretischen Wert von $52,0 \text{ Nm}$, woraus ein durchschnittlicher wirksamer Elastizitätsmodul der Deckhäute von $E_w = 14.400 \text{ N/mm}^2$ abzuleiten ist.

Die Dicke d des Sandwicheaufbaus wird bei entsprechend dünnen Deckhäuten mit der Wabenkernstärke - hier $h \hat{=} 5 \text{ mm}$ - gleichgesetzt. Die Breite des Beulfeldes wurde zuvor bereits mit $b = 654 \text{ mm}$ ermittelt. Nach Gleichung (17) ist die beulkritische Spannung des bezeichneten Beulfeldes somit:

$$\tau_k = 19,3 \text{ N/mm}^2$$

Sie liegt damit um den Faktor 8,0 höher als die ermittelte maximale Schubspannung in der Flügelshale. Damit ist gezeigt, dass die beulkritischen Belastungen der Tragflügelshale nicht erreicht werden.

5.4.3.3 Dimensionierung der Holmgurte

Der Tragflügelholm der Silence wurde als Doppel-I-Holm mit CFK-Gurten und einem GFK-Wabensandwich-Steg aufgebaut, *Bild 5.48*. Die CFK-Holmgurte nehmen die Biegebeanspruchungen im Tragflügel auf. Bei der Dimensionierung wurden abschnittsweise in Spannweitenrichtung die Schnittlasten im Tragflügel ermittelt und dazu jeweils der erforderliche Gurtquerschnitt bestimmt. Die Kohlefaser-Gurtbänder wurden entsprechend in der Länge abgestuft in die Flügelshale laminiert.

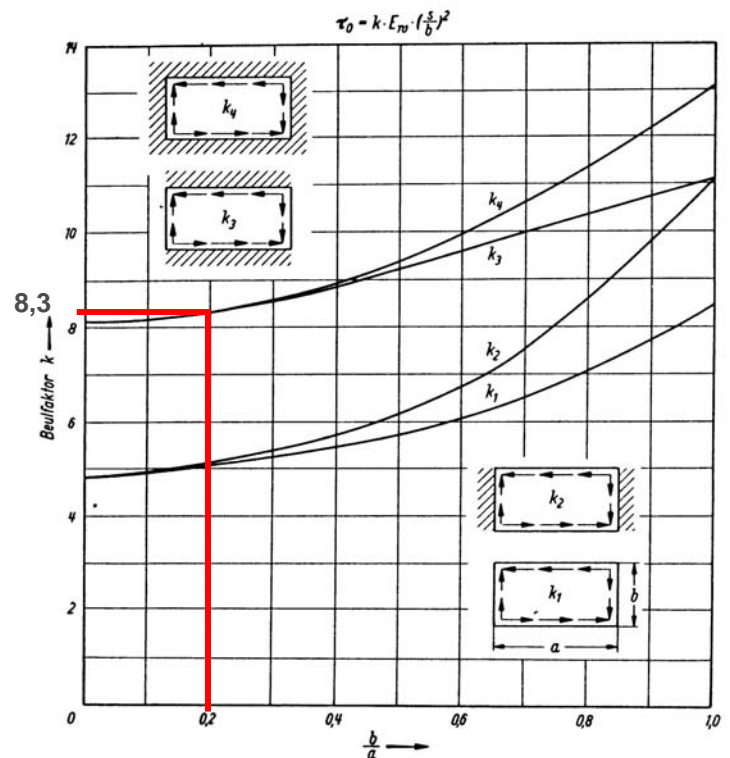


Bild 5.47: Ermittlung des Beulfaktors k nach HERTEL

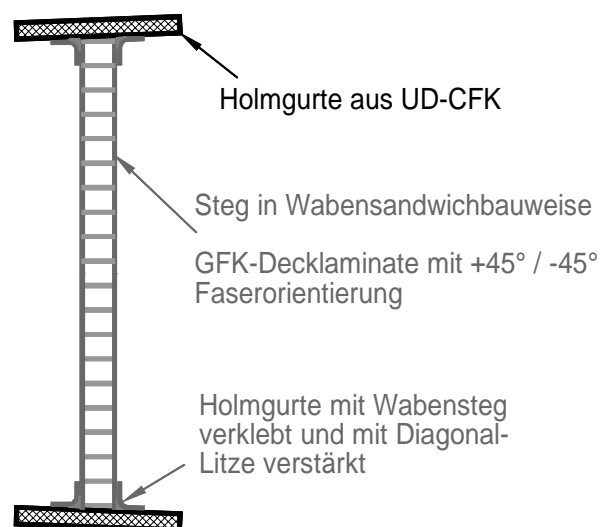


Bild 5.48: Aufbau des Tragflügelholmes als Doppel-I-Holm

Für die Stelle höchster Biegebeanspruchung im Bereich der Tragflügelsteckung wird die Biegefestigkeit des Holmes im Rahmen des rechnerischen Festigkeitsnachweises explizit nachgewiesen.

Das maximale Biegemoment im Bereich der Tragflügelsteckung beläuft sich auf $M_{B,max} = 8.014 \text{ Nm}$. Die Höhe des Holmes beträgt an dieser Stelle $H = 180 \text{ mm}$, Bild 5.49. Die Holmgurte werden aus unidirektionalen Gurtbändern mit einer Breite $b = 50 \text{ mm}$ aufgebaut. Die Dimensionierung erfolgt anhand der in IDAFLIEG beschriebenen Holm-Dimensionierungswerte, die vom LBA anerkannt sind. Für unidirektional verstärkte CFK-I-Holme werden sichere Dimensionierungsrichtwerte von $\sigma_{dsi} = 400 \text{ N/mm}^2$ angegeben. Die Werte gelten für einen Faservolumenanteil von $\phi_F = 54\%$.

Die Holmgurte wurden aus UD-Kohlefaserbändern mit einem Flächengewicht von 250 g/m^2 aufgebaut. Reduziert man das Faservolumen des UD-Bandes um den Glasfaseranteil von 5%, so ergibt sich für das einzelne Band bei einer Breite von 50 mm unter Berücksichtigung des genannten Faservolumenanteils ein Laminatquerschnitt von $12,22 \text{ mm}^2$. Jeder Holmgurte besteht an der zu dimensionierenden Stelle aus 23 Gurtbändern. Bei einer mittleren Gurthöhe von $h_m = 178 \text{ mm}$ erzeugt das maximale Biegemoment im Untergurt Zug- und im Obergurt Druckspannungen von:

$$\sigma_{\text{Zug,Druck}} = \frac{M_{B,max}}{h_m \cdot A_{\text{Gurt}}} = 160 \text{ N/mm}^2$$

Damit wird der zulässige Wert von $\sigma_{dsi} = 400 \text{ N/mm}^2$ deutlich unterschritten.

5.4.3.4 Dimensionierung des Holmsteges

Der Holmsteg nimmt die Schubbeanspruchungen im Tragflügelholm auf. Er wurde in Waben-sandwichbauweise aufgebaut und mit den CFK-Gurten des Holmes verklebt. Die Schubbelastungen werden von den doppelseitigen GFK-Beschichtungen des Steges getragen. Der Sandwichaufbau verleiht dem Steg die erforderliche Stabilität. Zur Aufnahme der Schubbelastungen ist der Steg beidseitig mit Glasfasergelegen mit einem Flächengewicht von je 290 g/m^2 bei diagonalem Faserverlauf beschichtet. Bei einem Faservolumenanteil von $\phi = 35\%$ und einer Höhe des Steges von $h = 176 \text{ mm}$ ergibt sich ein rechnerischer Gesamtquerschnitt der Beschichtung von $A_{\text{Steg}} = 114 \text{ mm}^2$. Bei einer maximalen Querkraft $Q_{max} = 5.665 \text{ N}$ beträgt die mittlere Schubspannung damit $\tau_m = 49,7 \text{ N/mm}^2$. In IDAFLIEG wird für schubbelastete GFK-Lamine unter diagonalem Faserverlauf der Bruchkennwert mit $\tau_{\#Br} = 90 \text{ N/mm}^2$ angegeben. Die Sicherheit des Holmsteges gegen Schubbruch ist damit $s = 1,8$ und liegt über dem geforderten Wert von $1,5$.

Analog zu der hier beschriebenen Vorgehensweise wurden für die weiteren Strukturbauteile rechnerische Festigkeitsnachweise geführt. Der für die Zulassung relevante Festigkeitsnachweis erfolgt anhand von Belastungsversuchen an den Bauteilen. Die Vorgehensweise dazu wird im Folgenden nach der Beschreibung der Bauteilherstellung erläutert.

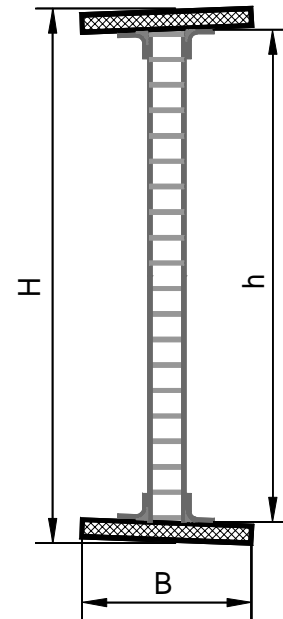


Bild 5.49: Holmabmessungen

5.5 Formenbau und Bauteilherstellung

Die Faserverbundbauteile der Silence werden im Handlaminierverfahren in Negativformen hergestellt. Die Negativformen entstehen durch Abformen von Urmodellen. *Bild 5.50* verdeutlicht diese für Faserverbundbauteile typische Vorgehensweise.

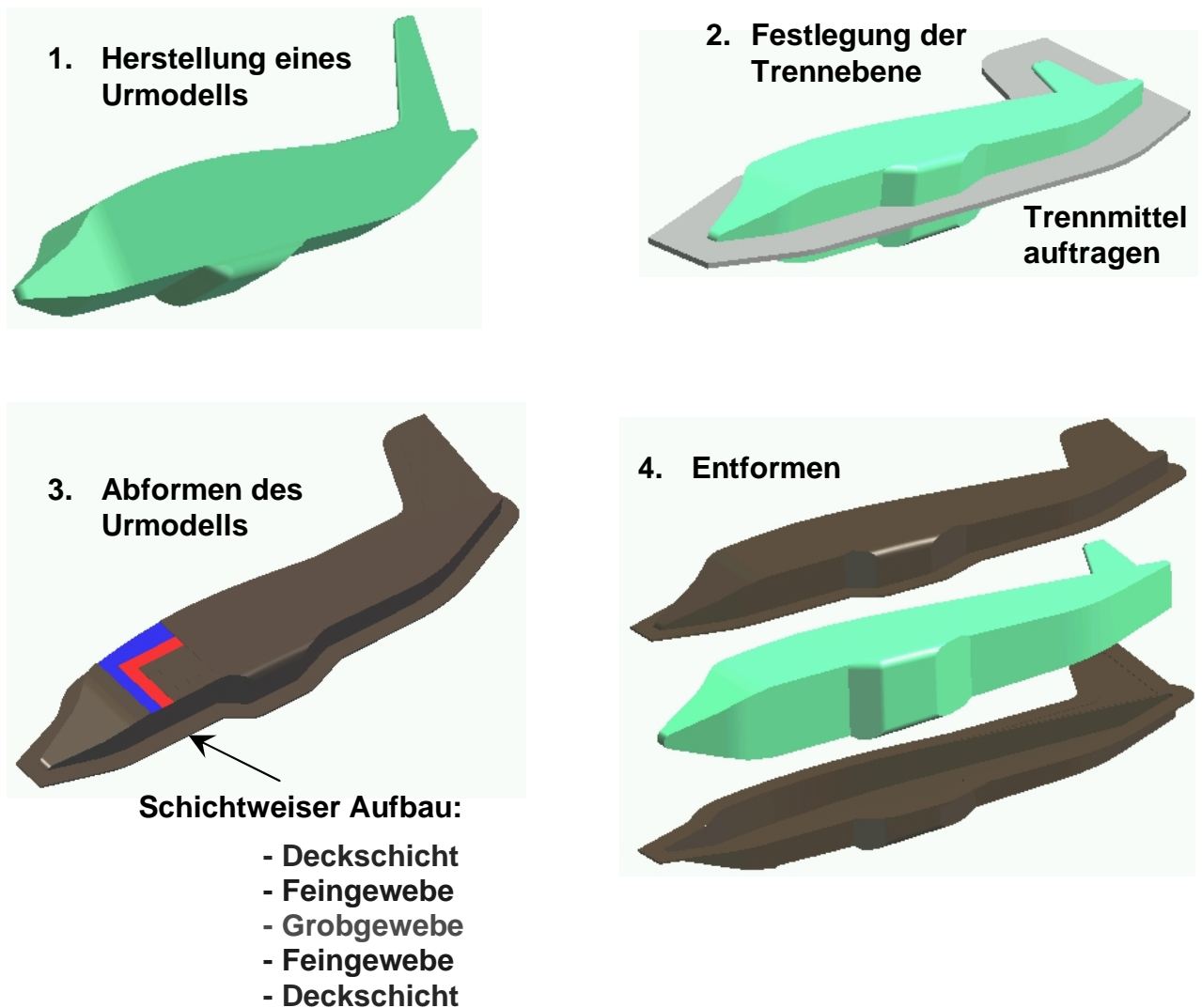


Bild 5.50: Typische Vorgehensweise bei der Herstellung von Faserverbundbauteilen in Negativformen

Für das Urmodell, das auch als Positivkern bezeichnet wird, musste zunächst zur Abgrenzung der Formtrennungen ein Trennbrett hergestellt werden. Trennbrett und Urmodell wurden zueinander fixiert und mit Trennmittel behandelt. Die anschließende Herstellung der einzelnen Formenteile erfolgte lagenweise; wie von FUNKE in [R&G 99] beschrieben.

5.5.1 Herstellung der Urmodelle

Für die Herstellung der Urmodelle von FVK-Konstruktionen sind folgende Vorgehensweisen üblich:

- CNC- gestützte Verfahren

Die Urmodelle werden aus speziellen Formwerkstoffen auf CNC-Maschinen aus dem Vollen gefräst. Es wird eine hohe Formgenauigkeit erreicht. Für Urmodelle mit Oberflächen bis zu 1 m² ist diese Vorgehensweise gerade bei komplexer Formgebung auch kostengünstig. Bei Formen mit großer Oberfläche steigen die Material- und Bearbeitungskosten stark an, so dass konventionelle Methoden des Formenbaus in der Regel kostengünstiger sind. Für die Silence wurden die Urmodelle der Propellerblätter mittels CNC-Bearbeitung hergestellt.

- Konventionelle Methoden des Formenbaus

Konventionelle Methoden des Formenbaus sind handwerkliche Verfahren zur Modellierung von Körpern. Sie erfordern häufig nur einen geringen Investitions- aber einen hohen Handarbeitsaufwand. Die erreichbare Genauigkeit solcher Verfahren ist zwar deutlich geringer als bei CNC-gestützten Verfahren, oft aber ausreichend. Verschiedene Werkstoffe wie Holz, Gips, Schaumstoffe sowie verschiedene Kunststoffe kommen dabei zur Anwendung.

Bei der Silence sind die Urmodelle aller großen Strukturbauteile aus Styropor aufgebaut, das nach erfolgter Formgebung beschichtet wurde. Die Vorgehensweise dazu wird im folgenden am Beispiel des Tragflügel- und des Rumpf-Urmodells näher beschrieben.

5.5.1.1 Tragflügel-Urmodell

Eine Hälfte des Ellipsenflügels besteht aus 14 Trapezsegmenten, *Bild 5.51*. Die Trapezsegmente wurden mit einem beheizten Draht über Rippenschablonen zugeschnitten, *Bild 5.52*. Die einzelnen Trapezsegmente, *Bild 5.53*, wurden zusammengeklebt und im Unterdruckverfahren mit Furnier beplankt, *Bild 5.54*.

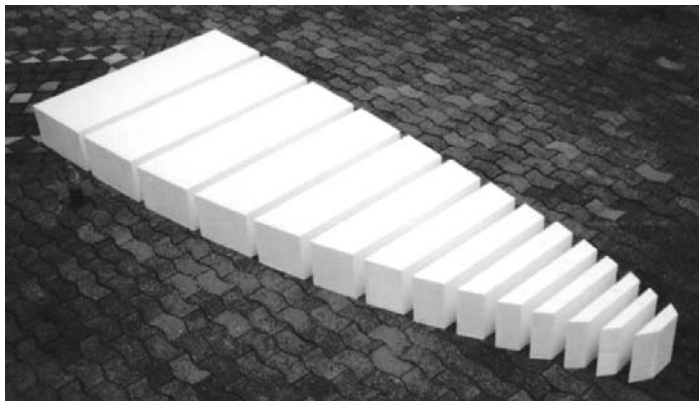


Bild 5.51: Aufteilung des elliptischen Tragflügelgrundrisses in Trapezsegmente



Bild 5.52: Zuschneiden einzelner Segmente über Schablonen

Auf diese Weise konnte die elliptische Kontur ohne aufwendige Schleifarbeit mit hinreichender Konturgenauigkeit kostengünstig hergestellt werden. Das Querruder und die Landeklappe wurden herausgetrennt, da die Flügelklappen separat abgeformt werden. Nach dem Lackieren und Polieren war das Tragflügelurmodell bereit zum Abformen, *Bild 5.55*.



Bild 5.53: Segmente des Tragflügelurmodells



Bild 5.54: Beplanken des Styroporkerns im Unterdruckverfahren



Bild 5.55: Auf Hochglanz poliertes Tragflügelurmodell

5.5.1.2 Rumpfurmodell

Für die Rumpfquerschnitte wurden Halbspanten angefertigt, so dass eine linke und eine rechte Rumpfhälfte zunächst separat aufgebaut werden konnte, *Bild 5.56*. Die Herstellung der Segmente erfolgte wie beim Tragflügel-Urmodells aus Styropor. Die beiden Rumpfhälften wurden zunächst einzeln ausgerichtet und zusammengeklebt. Um den Rumpf mit über 5 m Länge einspannen zu können, sind vor dem Zusammenkleben Vierkanthölzer in die vorderen und hinteren Segmente eingeklebt worden. Der komplette Rumpfkern wurde anschließend verschliffen und mit GFK überzogen. Das Seitenleitwerk sowie die Tragflügel- und Höhenleitwerksanformungen wurden separat angesetzt und verschliffen, *Bild 5.57* und *5.58*.



Bild 5.56: Segmentweiser Aufbau des Rumpfkerns in zwei Hälften



Bild 5.57: Ansetzen der Seitenruderrflosse

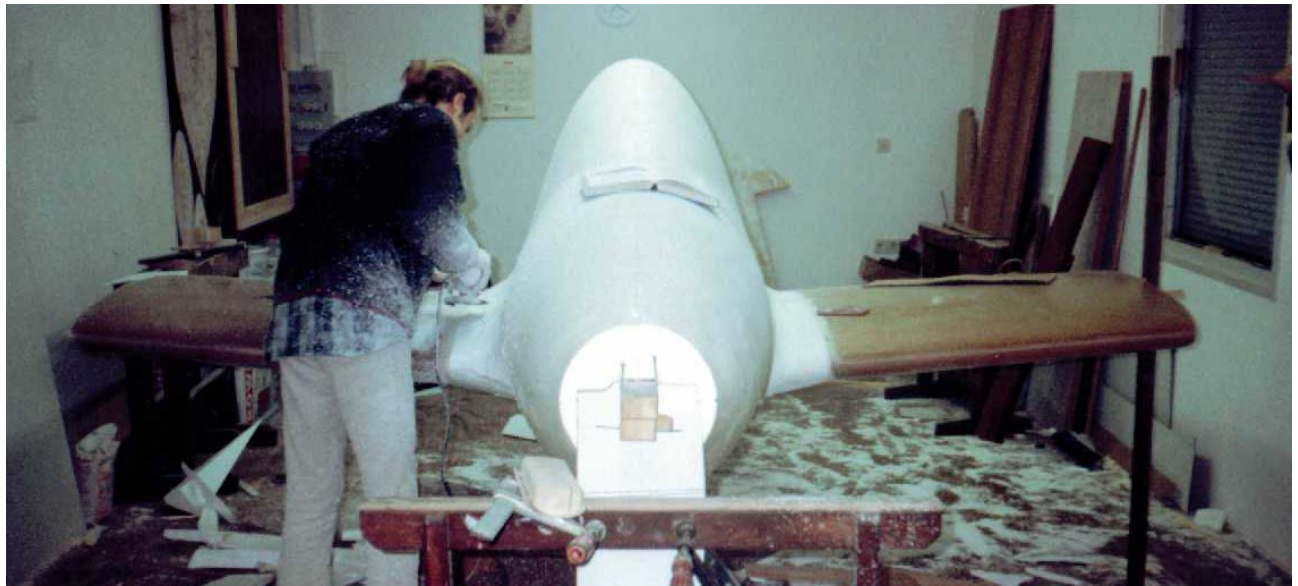


Bild 5.58: Bearbeitung der Tragflügelanformungen

Nach dem Verschleifen erfolgte eine erneute GFK-Beschichtung der angeetzten Elemente. Anschließend wurde das Urmodell verspachtelt, geschliffen, grundiert und zunächst nur im Bereich der Kabinenhaube lackiert. Die Abformung der Kabinenhaube erfolgte zunächst einzeln. Danach wurde der Kabinenhaubenausschnitt aus dem Urmodell herausgetrennt, *Bild 5.59*, um den Cockpitrahmen direkt mit anformen zu können.



Bild 5.59: Heraustrennen des Kabinenhaubenausschnittes

Der Cockpitrahmen erhielt eine Falz, *Bild 5.60*, damit der Kabinenhaubenrahmen später bündig abschließen konnte. Anschließend wurde das komplette Rumpf-Urmodell lackiert, *Bild 5.61*, und auf Hochglanz poliert. *Bild 5.62* zeigt das zum Abformen bereite Rumpf-Urmodell.

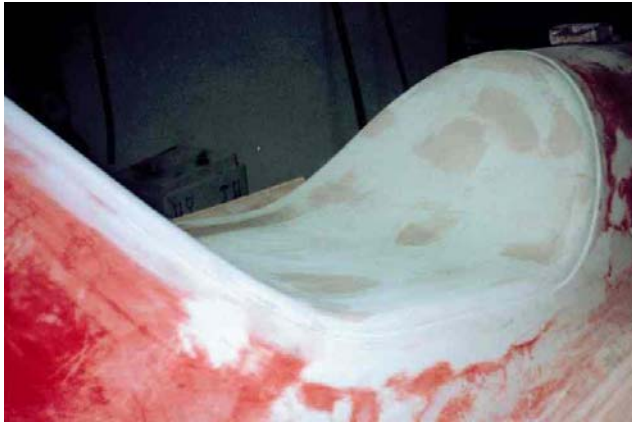


Bild 5.60: Formgestaltung des Cockpitrahmens

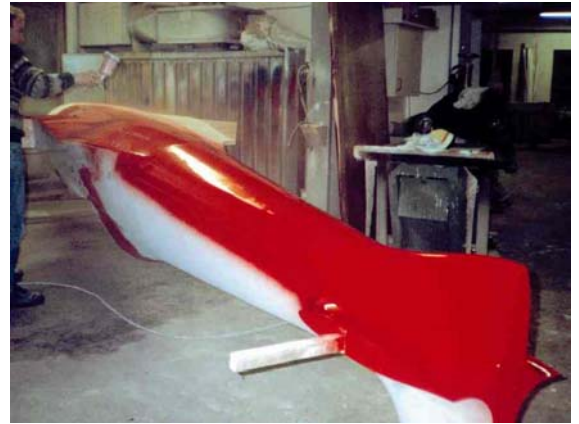


Bild 5.61: Lackieren des Urmodells

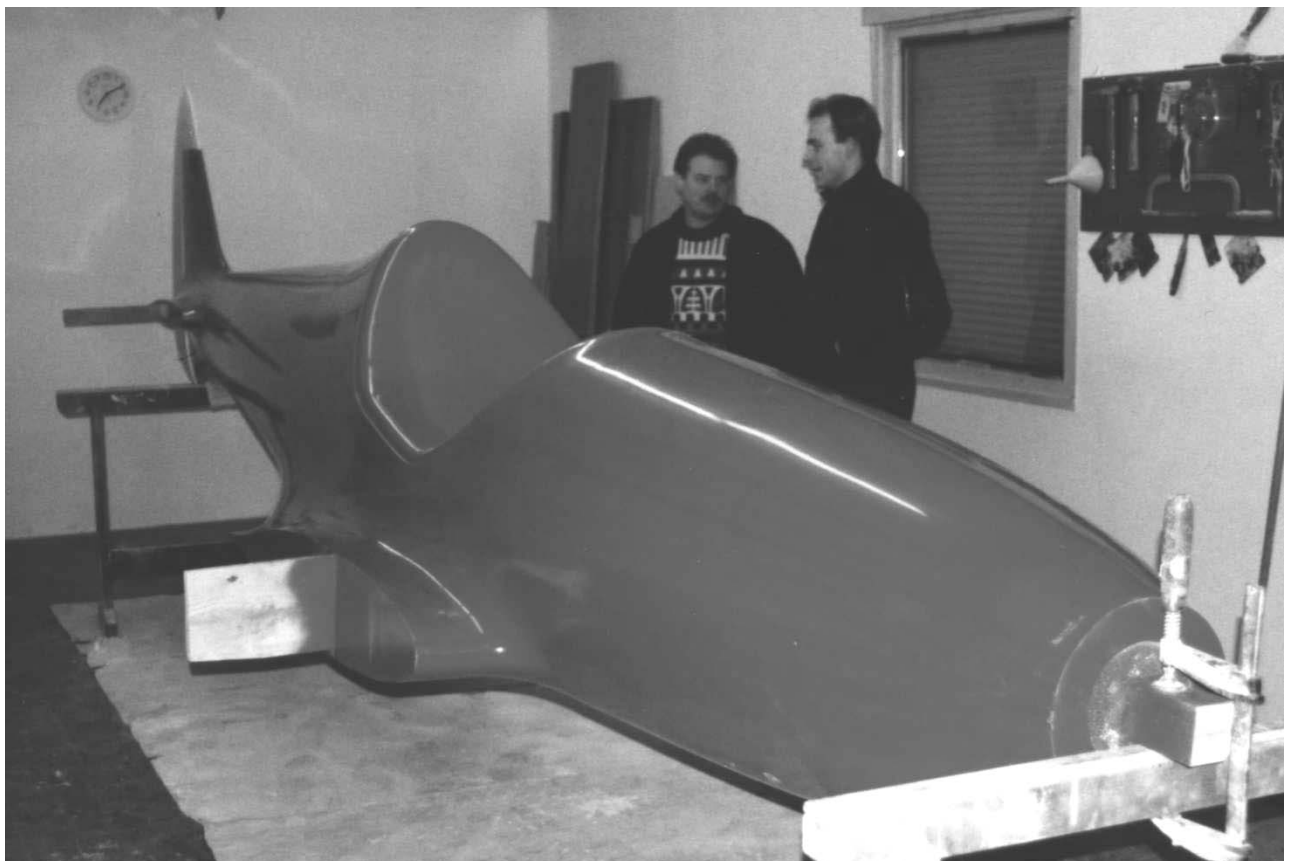


Bild 5.62: Rumpf-Urmodell

5.5.2 Herstellung der Negativformen

Für jedes Urmodell musste zunächst ein Trennbrett hergestellt werden, *Bild 5.63*, das die Kontur des Formenrandes wiedergab. Die Formenränder der Silence-Formen erhielten am äußeren Ende eine Stufe, *Bild 5.64*, um hier die Vakuumfolie abdichten zu können. Über die Entlüftungsnut wird beim Evakuieren der Form die Luft abgesaugt. Die Herstellung der Negativformen erfolgte in folgenden Schritten:

- Fixieren des Trennbrettes zum Urmodell,
- Auftragen des Trennmittels auf Urmodell und Formenrand,
- Auftragen der Deckschicht,
- Aufbau des Formenlaminates.

Exemplarisch für die Herstellung der Formen der Silence wird hier der Aufbau der Rumpfform beschrieben.



Bild 5.63: Anpassen des Trennbretts an das Rumpf-Urmodell

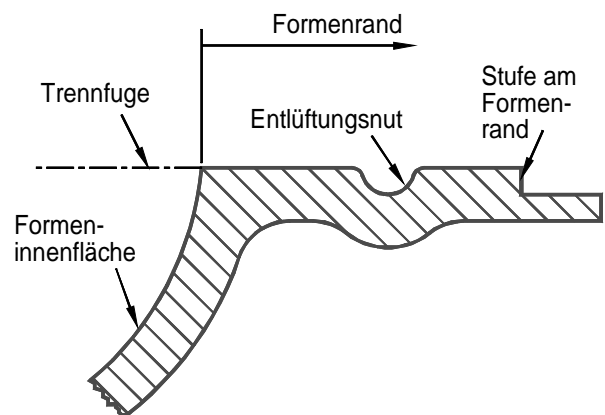


Bild 5.64: Gestaltung des Formenrandes

Die Stufe am äußeren Formenrand ergab sich durch Aufsetzen eines Vierkantgummis. Der Aufbau der Formen erfolgte zunächst wie von FUNKE [R&G 99] beschrieben:

Zunächst wurde das Deckschichtharz aufgetragen. Die eingestreuten Kurzglasfasern, *Bild 5.65*, gewährleisteten eine mechanische Verankerung der Formendeckschicht mit dem Laminat. Die Formenkanten sind mit Laminierkeramik verstärkt. Die Laminierkeramik ist schneller zu verarbeiten als GFK-Laminat, da in einem Arbeitsgang Schichtstärken bis zu 5 mm aufgebaut werden. Dieser Formenwerkstoff ist allerdings relativ schwer, so dass bei der Silence nur kleinere Formen wie z. B. für die Ruderklappen komplett damit aufgebaut wurden. Die Verarbeitung der Laminierkeramik wird in [R&G 99] ausführlich beschrieben.

Die Negativformen für die großen Strukturbauteile der Silence wurden in Wabensandwichbauweise aufgebaut. Dadurch sind die Formen biegesteif und leicht. *Bild 5.66* zeigt die Wabekernzuschnitte vor dem Verpressen mit einer Rumpfformenhälfte.



Bild 5.65: Einstreuen von Kurzglasfasern in die Formendeckschicht



Bild 5.66: Wabenkernzuschnitte vor dem Verpressen mit der Rumpfform

Das Verpressen der Wabenkerne mit den Formendeckschichten erfolgte im Vakuumverfahren, *Bild 5.67*. Nach dem Aushärten der Formenwerkstoffe wurde das Urmodell entformt, *Bild 5.68*.



Bild 5.67: Verpressen der Wabenkerne im Vakuumverfahren



Bild 5.68: Öffnen der Rumpfform

Auf diese Weise entstanden über 20 Negativformen zur Herstellung der Strukturbauteile der Silence, *Bild 5.69*.



Bild 5.69: Negativformen für das UL-Flugzeug Silence

5.5.3 Herstellung der Wabensandwichbauteile

Die Herstellung der großen Strukturbauteile in GFK-Wabensandwichbauweise erfolgte im Handlaminierverfahren. Die Wabenkerne wurden, wie vorab beschrieben, im Vakuumverfahren mit den Decklaminaten verpresst. Die Wabensandwichbauteile der Silence wurden ohne Deckschicht¹ hergestellt und erst nach Fertigstellung des Flugzeuges lackiert. Die Herstellung vollzog sich in mehreren Arbeitsgängen und wird im Folgenden anhand des Rumpfes näher beschrieben:

Ein Laminierplan gibt die Anordnung der einzelnen Faserlagen im Bauteil vor. *Bild 5.70* zeigt einige Arbeitsschritte bei der Herstellung des äußeren Decklaminates.

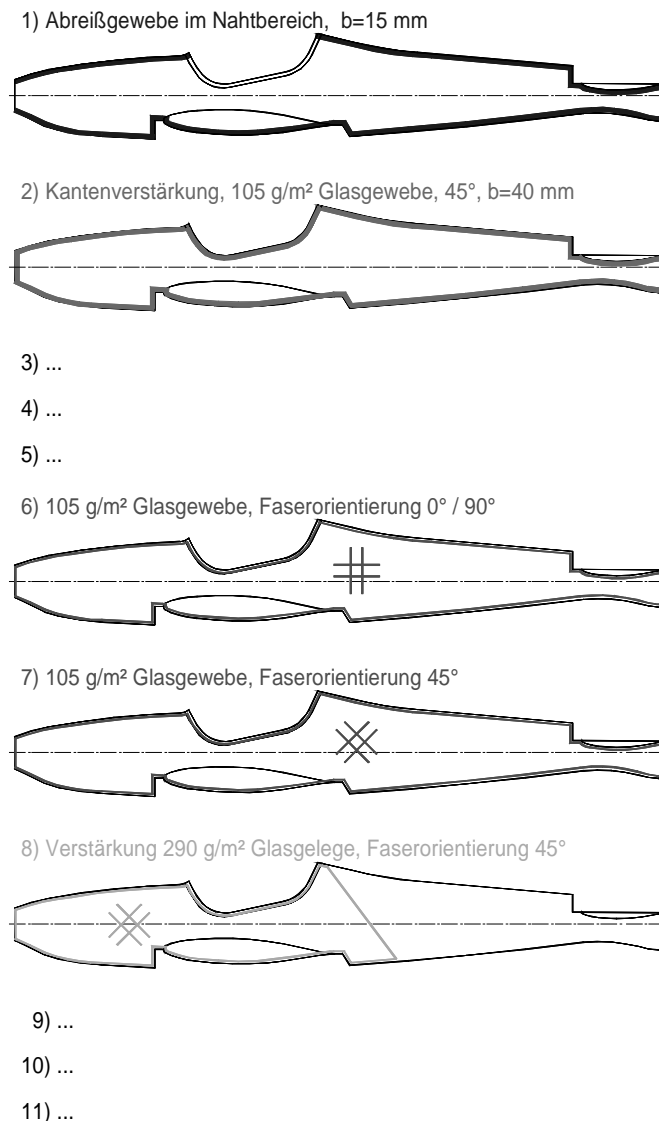


Bild 5.70: Auszug aus dem Laminierplan des Silence-Rumpfes

Das Grundlaminat des Silence-Rumpfes besteht aus zwei Lagen Glasgewebe mit einem Flächen­gewicht von 105 g/m². Die erste Lage wurde in Längsrichtung eingelegt, die Orientierung der zweiten Lage erfolgte unter $\pm 45^\circ$. Insbesondere im vorderen Rumpfbereich waren weitere Verstärkungslagen im äußeren Decklaminat erforderlich.

¹ Als Deckschicht wird die Lackschicht bezeichnet, die bei FVK-Bauteilen vor dem Laminieren in die Formen gespritzt wird.

Im Handlaminierverfahren wurde zunächst die Form mit Laminierharz dünn ausgerollt, *Bild 5.71*, bevor die nach Schablonen zugeschnittenen Gewebestücke eingelegt wurden, *Bild 5.72*.



Bild 5.71: Ausrollen der Form mit Laminierharz



Bild 5.72: Einlegen der Gewebestücke

Der Aufbau des Laminates erfolgte lagenweise. Insbesondere war dabei auf die Einhaltung der korrekten Faserorientierung zu achten. Der Tränkungsgrad von Glasgeweben konnte gut kontrolliert werden, da das trockene Glasgewebe weißlich schimmerte, die getränkten Fasern aber transparent sind, *Bild 5.73*.

Da das äußere Decklaminat eine genügende Laminatstärke aufwies, konnte der Wabenkern "nass in nass" verklebt werden. Der Wabenkern des Silence-Rumpfes hat eine Stärke von 5 mm, einen Zelldurchmesser von 3,2 mm und ein Raumgewicht von 48 kg/m³. Der Wabenkern wurde aus mehreren Stücken zusammengesetzt und im Vakuumverfahren mit dem äußeren Decklaminat verpresst. *Bild 5.74* zeigt die Form mit der am Formenrand abgedichteten Vakuumfolie vor dem Absaugen der Luft.

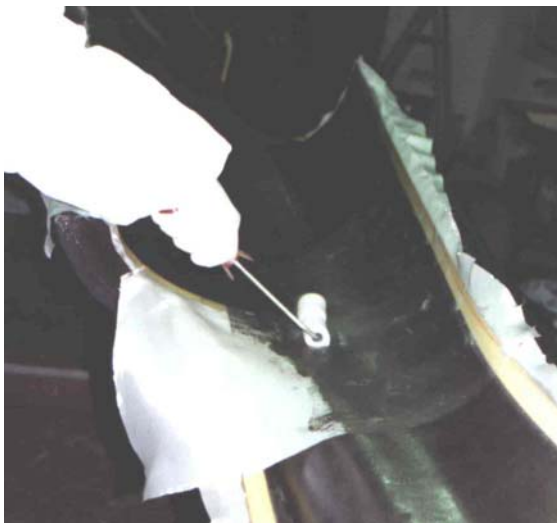


Bild 5.73: Laminieren der Decklage



Bild 5.74: Rumpfform mit eingelegtem Wabenkern und Vakuumfolie vor dem Absaugen

Das innere Decklaminat wurde auf einer Trägerfolie vorgetränkt und auf den Wabenkern gelegt, *Bild 5.75*. Um das Absaugen der Luft zu vereinfachen, wurde zwischen die Trägerfolie und die Vakuumfolie ein luftdurchlässiges Saugvlies gelegt.



Bild 5.75: Einlegen des vorgetränkten inneren Decklaminates



Bild 5.76: Entformen des Rumpfes

Nach dem Aushärten des inneren Decklaminates wurden die Kanten besäumt und die Rumpfhälften zusammengeklebt. Die Naht erhielt auf der Innenseite eine Verstärkung mit Gewebelitze. Nach dem Aushärten der Klebnaht war der Rumpf zu entformen, *Bild 5.76*. Auf entsprechende Weise wurden die weiteren Strukturbauteile in Wabensandwichbauweise hergestellt. *Bild 5.78* zeigt die Herstellung des Monocoques, das in zwei Hälften über Positivformteile laminiert und später zusammengesetzt wurde. Es weist auf der Innenseite eine glatte Oberfläche auf und wurde vor dem Einbau des Rumpfbodens in den Rumpf eingesetzt. *Bild 5.79* zeigt das Monocoque mit den Längsverstärkungen in Doppelwabensandwichbauweise.



Bild 5.78: Herstellung des Monocoques



Bild 5.79: Monocoque mit Längsverstärkungen in Doppelwabensandwichbauweise

Bei den Strukturbauteilen kamen vorwiegend Glasfaserlaminare zum Einsatz. Lediglich die Tragflügel- und Höhenleitwerksholme sind mit Kohlefasergurtbändern aufgebaut. *Bild 5.80* zeigt die beiden Tragflügelhälften, die über die Holmbrücke miteinander verbunden sind. Die CFK-Gurte des Holmes sind durch die transparente GFK-Struktur hindurch sichtbar.



Bild 5.80: Silence-Tragflügel

Auf der Außenseite wurde nach dem Entformen ebenfalls eine Nahtverstärkung aufgebracht. Dazu war in die Bauteilkantente vor dem Laminieren der äußeren Decklagen ein Streifen Abreißgewebe laminiert worden, der nach dem Entformen des Rumpfes entfernt werden konnte. So ergab sich im Nahtbereich eine Vertiefung, in die die Nahtverstärkung hineinlamiert wurde. Der Rumpf der Silence hat eine Länge von über 5 m, eine Oberfläche von ca. 8 m² und wog nach dem Entformen nur 16,5 kg, *Bild 5.77*.

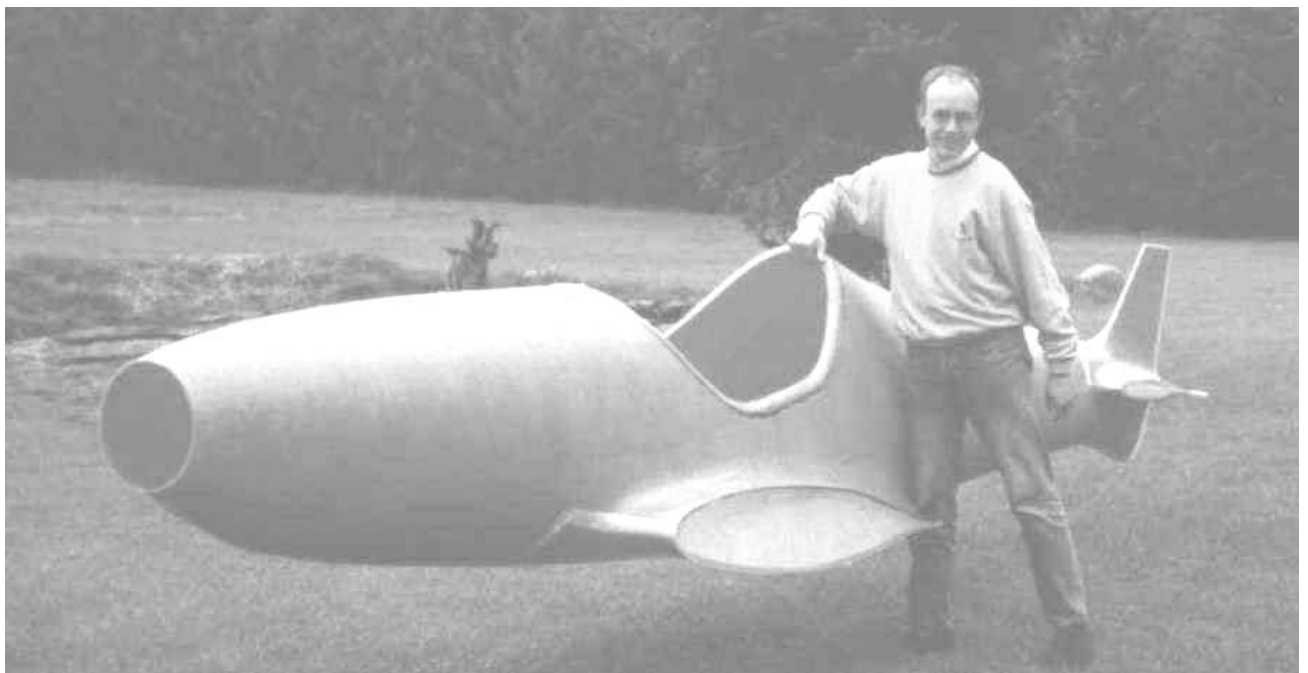


Bild 5.77: Silence-Rumpf nach dem Entformen

5.5.4 Fertigstellung

Alle Strukturbauteile der Silence wurden nach der Herstellung über einen Zeitraum von 10 Stunden bei 70°C getempert. Dabei wird der Vernetzungsgrad des Epoxidharzes erhöht, was zu verbesserten mechanischen Eigenschaften und insbesondere zu einer höheren Temperaturbeständigkeit der Bauteile führt. Das Erwärmen und Abkühlen der Bauteile erfolgte dabei langsam mit Aufheizraten von weniger als 10° / h, um einen Bauteilverzug zu vermeiden.

Die Fertigstellung des Flugzeuges Silence erforderte neben der Herstellung der Strukturkomponenten viele weitere Arbeitsschritte, die hier im einzelnen nicht erläutert werden, da sie der allgemein üblichen Vorgehensweise im Kleinflugzeugbau entsprechen. Alle wesentlichen Arbeitsschritte wurden von einem Luftfahrtprüfer begutachtet. Besonders aufwändig waren der Einbau des Antriebs, der Steuerung und der Avionik. Insbesondere der Antriebseinbau erforderte bei der Silence eine exakte Abstimmung der Einzelkomponenten. Als besondere Schwierigkeit stellte sich dabei die Wärmeentwicklung des Wankelmotors heraus. Die Abgastemperaturen des Triebwerks lagen zum Teil 150° über den Werten konventioneller 4-Takt-Hubkolbenmotoren. Eine gezielte Kühlluftführung, die in zahlreichen Testläufen systematisch optimiert wurde, führte letztlich zu zufriedenstellenden Ergebnissen. Bei der Erprobung erwies sich dabei die gute Reparierbarkeit faserverstärkter Kunststoffstrukturen als großer Vorteil: Zu Versuchszwecken wurde die Rumpfnase mehrmals mit unterschiedlichen Kühlluftöffnungen versehen, die in Kunststoffbauweise immer wieder bei unwesentlichem Gewichtszuwachs und ohne Festigkeitseinbußen verschlossen werden konnten.

Nach abgeschlossener Triebwerksabstimmung fanden statische Belastungstests statt, in denen die Festigkeit der Struktur nachzuweisen war. Anschließend wurde das Flugzeug lackiert und komplettiert. Zusätzlich erfolgten noch dynamische Untersuchungen, um eine Flattergefährdung bei hohen Geschwindigkeiten ausschließen zu können.



Bild 5.81: Das Ultraleichtflugzeug Silence in Faserverbund-Wabensandwichbauweise

5.5.5 Gewichtsanalyse

Die folgende Analyse zeigt die Gewichtsverteilung von Struktur, Einbauten und Zuladung. *Bild 5.82* zeigt eine Übersicht über die Gewichte der Strukturbauteile bzw. -baugruppen. Das Gesamtgewicht der Strukturbauteile beträgt 91,85 kg. Davon entfallen mehr als die Hälfte auf Tragflügel; Rumpf und Monocoque. Das Sicherheitscockpit mit Sitzschale ist sehr stabil aufgebaut und hat einen Anteil von fast 16% am Strukturgewicht. Mit 6,5% erscheint der Anteil der Lackierung relativ hoch. Bezogen auf die Oberfläche erreicht die Lackierung jedoch nur ein Gewicht von 150 g/m², und ist damit nur halb so schwer wie übliche GFK-Lackierungen mit Polyester-Gelcoats.

Strukturgewicht		Anteil
Tragflügel	24,50 kg	26,7%
Rumpf	19,40 kg	21,1%
Monocoque mit Sitz	14,40 kg	15,7%
Fahrwerksbeine	7,50 kg	8,2%
Holmbrücken	4,90 kg	5,3%
Kabinenhaube	4,50 kg	4,9%
Höhenleitwerk	3,70 kg	4,0%
Ruderklappen	6,95 kg	7,6%
Lackierung	6,00 kg	6,5%
Summe	91,85 kg	100,0%

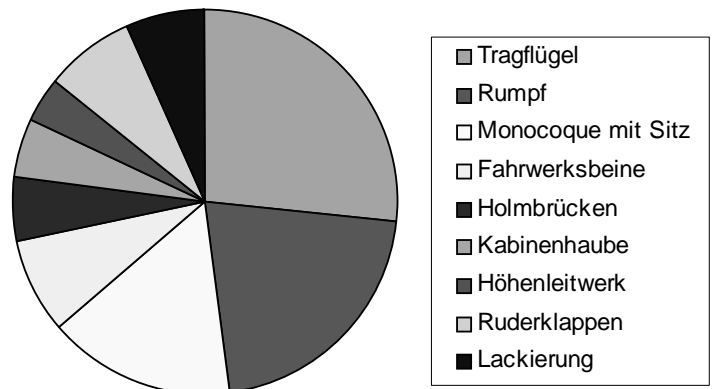


Bild 5.82: Übersicht über die Strukturgewichte

Bei den Einbauten dominiert das Gewicht des Antriebes mit einem Anteil von 73,8%, *Bild 5.83*. Zum Antriebsgewicht zählen der Motor mit Getriebe, Luftschraube und allen Nebenaggregaten. Der Anteil des Antriebes am Gesamtabfluggewicht beträgt 26,4%, und bezogen auf das Leergewicht des Flugzeuges von 199,25 kg beträgt das Antriebsgewicht 39,8%. Während am Strukturgewicht kaum noch Einsparungen zu erzielen wären, könnte durch Einbau eines leichteren Antriebes das Gesamtgewicht noch einmal reduziert werden.

Einbauten:		Anteil
Antrieb kompl.	79,30 kg	73,8%
Räder kompl.	7,30 kg	6,8%
Instrumente	6,20 kg	5,8%
Kinematik	5,90 kg	5,5%
Tankanlage	4,80 kg	4,5%
Ausgleichsgewichte	3,90 kg	3,6%
Summe	107,40 kg	100,0%

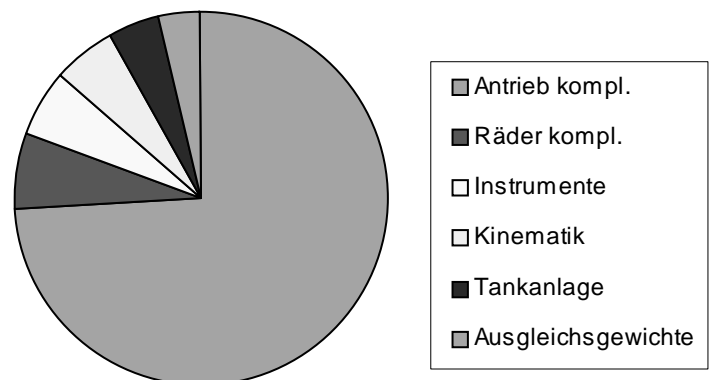


Bild 5.83: Gewichtsverteilung der Einbauten

Die Zuladung besteht aus dem Gewicht des Piloten, des Rettungsgerätes und des Kraftstoffs, *Bild 5.85*. Laut Vorschrift ist ein Pilotengewicht von mindestens 75 kg vorzusehen. Bei vollen Tanks ist ein Pilotengewicht von maximal 98 kg zulässig. Ein schwerer Pilot darf nur eine entsprechend geringere Kraftstoffmenge mitnehmen.

Zuladung:		Anteil
Pilot	98,00 kg	69,6%
Kraftstoff	29,00 kg	20,6%
Rettungsgerät	13,75 kg	9,8%
Summe	140,75 kg	100,0%

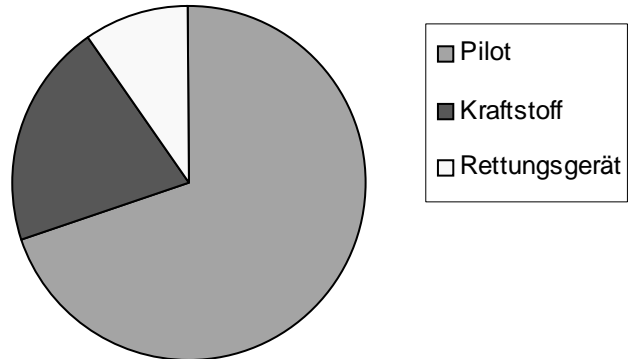


Bild 5.84: Zuladung

Da die ursprüngliche Auslegung der Silence auf ein Abfluggewicht von 300 kg erfolgt war, dürfen die maximalen Lastvielfachen von +6g / -4g nur bei entsprechend geringerer Abflugmasse erreicht werden. Bei der maximalen Abflugmasse reduziert sich das höchste Lastvielfache auf +5g. Da Kunstflug für Ultraleichtflugzeuge aber in Deutschland unzulässig ist, wirkt sich diese Beschränkung nur auf die maximal zulässige Fluggeschwindigkeit bei böigem Wetter aus, wenn hohe Böenlastvielfache zu erwarten sind.

Bild 5.85 zeigt, in welchem Verhältnis die vorab beschriebenen Gewichtsanteile das Gesamt-abfluggewicht ergeben. Das Strukturgewicht ist mit 27% relativ gering. Dieses konnte durch die konsequente Umsetzung der Wabensandwichbauweise erreicht werden. Die Einbauten haben mit 31,6% einen erheblichen Anteil am Gesamtgewicht. Dabei entfällt der größte Teil auf den Antrieb. Ein deutlich geringeres Abfluggewicht wäre nur mit einem leichteren Antrieb zu erreichen.

Gesamt-abfluggewicht:		Anteil
Struktur	91,85 kg	27,0%
Einbauten	107,40 kg	31,6%
Zuladung	140,75 kg	41,4%
Summe	340,00 kg	100,0%

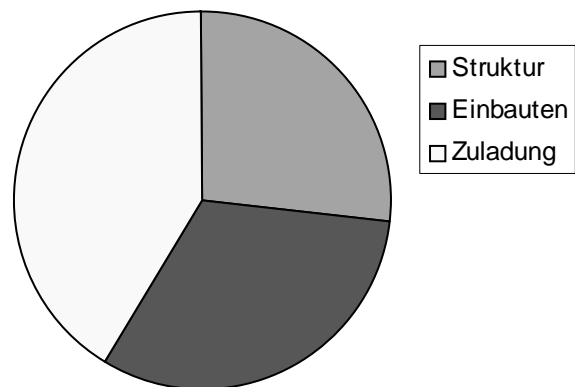


Bild 5.85: Gesamt-abfluggewicht

5.6 Erprobung

In der Erprobung wird die Betriebstüchtigkeit des Flugzeuges nachgewiesen. Die Bodenerprobung ist bereits abgeschlossen. Die Flugtests dauern zum Zeitpunkt der Erstellung dieser Arbeit noch an. Im Anschluss an die Untersuchungen kann nach Fertigstellung eines Flughandbuches eine endgültige Verkehrszulassung erteilt werden. Im Rahmen der Musterzulassung ist es dann möglich, das Flugzeug in einer Serienfertigung zu produzieren. Die Erprobung der Silence erfolgt in drei Schritten:

- In statischen Belastungstests wurde die Strukturfestigkeit nachgewiesen.
- In dynamischen Untersuchungen wurde das aeroelastische Verhalten des Flugzeuges getestet.
- Im Rahmen der Flugerprobung lassen sich das Flugverhalten sowie die Leistungswerte des Flugzeuges ermitteln. Es werden Flugdaten gesammelt, die zur Erstellung eines Flughandbuches erforderlich sind.

5.6.1 Belastungstests

Vor der Erteilung einer vorläufigen Verkehrszulassung musste in statischen Belastungstests die Strukturfestigkeit des Flugzeuges nachgewiesen werden. Im Rahmen einer Musterzulassung, die für die Silence angestrebt wird, mussten die wesentlichen Strukturkomponenten mit dem 1,5-fachen der sicheren Last belastet werden. Für Kunststoffbauweisen gilt ein weiterer Aufschlag von 15%, der eine etwaige Alterung des Kunststoffverbundes berücksichtigen soll. Die im jeweiligen Belastungstest aufzubringenden Lasten betragen damit das 1,725-fache der maximale Belastungen, die im Betrieb auftreten dürfen. Im Belastungstest musste diese Bruchlast mindestens drei Sekunden ertragen werden. Beim Silence konnte der anwesende Prüfer eine Vorschädigung der Bauteile durch den Versuch ausschließen, sodass diese anschließend noch zum Flug freigegeben wurden. Die Belastungsversuche erfolgten an der unlackierten Struktur, um Vorschädigungen in Form von Weißbrüchen zweifelsfrei erkennen zu können.

Für die Silence wurde in 13 statischen Belastungsversuchen die Strukturfestigkeit der wesentlichen Baugruppen nachgewiesen. Im Einzelnen waren zu zeigen:

- Die Biege-, Schub- und Torsionsfestigkeit des Tragflügels, des Höhenleitwerks, des Seitenleitwerks, der Rumpfröhre und der Steuerflächen,
- die Zug-, Druck-, Biege- und Torsionsfestigkeit der Steuerungselemente,
- die Stoßbelastbarkeit des Fahrwerkes (im Rahmen eines Falltestes),
- die Druckbelastbarkeit des Spornfahrwerkes,
- die Belastbarkeit der Sicherheitsgurte und der Sitzbefestigung,
- die Belastbarkeit des Motorträgers,
- die Belastbarkeit der Rettungsgerätehalterung sowie der Verankerungspunkte der Halteleinen für den Rettungsfallschirm
- sowie die ausreichende Befestigung weiterer Einzelmassen.

Die Höhe der zu testenden Belastungen sind in der BfU geregelt. Bei den einzelnen Untersuchungen war ein Luftfahrtprüfer anwesend, der eine ordnungsgemäße Abwicklung der Untersuchungen bescheinigte. Die Untersuchungen mit den Untersuchungsergebnissen sind im Prüfprotokoll festgehalten, das Bestandteil der Zulassungsunterlagen ist.

Exemplarisch für die weiteren Bauteilversuche wird hier der Belastungstest am Tragflügel beschrieben:

Zu testen war die Maximalbelastung am Tragflügel, die einer vertikalen Böe entspricht, welche eine positive Vertikalbeschleunigung von 6 g hervorruft. Diesem Belastungsfall überlagert wurde die maximale Torsionsbeanspruchung des Flügels, die bei Höchstgeschwindigkeit durch einen Querruderausschlag mit einem Drittel des Maximalausschlages erzeugt wird.

Für den Versuch war ein Gestell erforderlich, welches den Rumpf des Flugzeuges auf dem Rücken liegend aufnimmt. Dem Versuchsaufbau - und hierbei vor allem der Aufnahme der Versuchslasten - war besondere Aufmerksamkeit zu schenken. Insbesondere waren punktförmige Lastaufnahmen zu vermeiden und mögliche Verformungen im Rahmen des Belastungsversuches zu berücksichtigen.

Auf die Tragflügel des rücklings aufgebauten Flugzeuges wurden die Lasten in Form von Zementsäcken aufgelegt. Zunächst wurde die sichere Last aufgelegt, welche der Belastung entspricht, die maximal im Flug auftreten kann. Bei sicherer Last waren alle Ruder und Steuerungselemente auf Leichtgängigkeit zu überprüfen. Nach anschließender Entlastung der Tragflügel federte das Tragwerk wieder vollständig in die Ausgangslage zurück, so dass keine bleibenden Verformungen zu verzeichnen waren. Es folgte der sogenannte Bruchversuch. Mit dem 1,725-fachen der sicheren Last wurde eine Last aufgebracht, die bei exakter Auslegung die zulässigen Bruchkennwerte für Faserverbundstrukturen um 15% überschritt. Da die Struktur der Silence mit weiteren Festigkeitsreserven dimensioniert wurde, konnte sie diese Versuche ohne Vorschädigungen überstehen und wurde vom Prüfer anschließend für die Flugerprobung freigegeben.

Beim Bruchversuch trug eine Tragflügelhälfte eine Last von 1002 kg, *Bild 5.86*, und damit das über 80-fache des eigenen Strukturgewichtes, das nur 12,3 kg betrug.



Bild 5.86: Bruchversuch am Tragflügel

Im Anschluß an die Belastungsversuche wurde das Flugzeug fertiggestellt. Die nachfolgenden dynamischen Untersuchungen erfolgten am vollständig ausgerüsteten Flugzeug.

5.6.2 Dynamische Untersuchungen

Dynamische Untersuchungen waren bislang für die Verkehrszulassung von Ultraleichtflugzeugen nicht erforderlich. Für Flugzeuge, die hohe Fluggeschwindigkeiten erreichen können, sind dynamische Untersuchungen aber empfehlenswert, um eine Flattergefährdung ausschließen zu können. Die dynamischen Untersuchungen an der Silence wurden von Prof. Dr.-Ing. N. NIEDBAL von der Fachhochschule Bielefeld durchgeführt.

Um die aeroelastische Stabilität im relevanten Höhen- und Geschwindigkeitsbereich nachzuweisen, wurden im Rahmen dieser Untersuchungen die Eigenfrequenzen der Struktur ermittelt sowie Flatterrechnungen durchgeführt. Dabei wurde das Flugzeug über Schwingungserreger angeregt; *Bild 5.87*. An der Struktur waren Beschleunigungsaufnehmer angebracht, deren Signale zusammen mit der Anregungsfrequenz aufgezeichnet wurden und damit die Datenbasis für die aeroelastischen Berechnungen lieferten. Als Ergebnis der Untersuchungen ermittelte NIEDBAL für die einzelnen Ruder die Masse sowie die Anordnung von Ausgleichsgewichten zur Reduzierung der statischen Rudermente. Die Massen sowie die statischen Momente mussten sich dabei im beschriebenen Toleranzbereich bewegen, *Bild 5.88*. Es wurden jeweils die Werte angegeben, die für eine blockierte bzw. freie Stellung der Kinematik ermittelt worden waren.



Bild 5.87: Schwingungsuntersuchungen

Landeklappen

Masse:	1,70 - 2,10 kg	ohne Ausgleichsgewicht
stat. Moment:	170 - 250 Ncm	
Masse:	2,20 - 2,70 kg	mit Ausgleichsgewicht
stat. Moment:	170 - 250 Ncm	

Querruder

Masse:	0,90 - 1,15 kg	ohne Ausgleichsgewicht
stat. Moment:	90 - 110 Ncm	
Masse:	1,65 - 2,00 kg	mit Ausgleichsgewicht, Knüppel frei und blockiert
stat. Moment:	-25 - -5 Ncm	

Höhenruder (pro Hälfte)

Masse:	0,40 - 0,50 kg	ohne Ausgleichsgewicht
stat. Moment:	15 - 28 Ncm	
Masse:	0,50 - 0,62 kg	mit Ausgleichsgewicht, Knüppel frei
stat. Moment:	10 - 22 Ncm	
Masse:	0,52 - 0,64 kg	mit Ausgleichsgewicht, Knüppel blockiert
stat. Moment:	10 - 21 Ncm	

Seitenruder

Masse:	1,20 - 1,50 kg	ohne Ausgleichsgewicht
stat. Moment:	150 - 200 Ncm	
Masse:	1,45 - 1,80 kg	mit Ausgleichsgewicht, Pedale frei
stat. Moment:	80 - 135 Ncm	
Masse:	1,70 - 2,15 kg	mit Ausgleichsgewicht, Pedale blockiert
stat. Moment:	15 - 65 Ncm	

Bild 5.88: Massen- und Rudermente ohne und mit Ausgleichsgewichten, nach NIEDBAL [Nied 2000]

NIEDBAL beschrieb die Untersuchungsmethode in seinem Gutachten und stellte darin detailliert die Untersuchungsergebnisse dar. Für die Silence wurde damit die aeroelastische Stabilität bis zu einer Fluggeschwindigkeit von $1,2 V_D$ EAS und einer Flughöhe von 5.000 m nachgewiesen.

5.6.3 Flugerprobung

Nach Abschluß der Bodenerprobung erhielt die Silence eine vorläufige Verkehrszulassung und startete am 30. September 2000 in Paderborn auf dem Flugplatz Haxterberg zu ihrem Erstflug, *Bilder 5.89 bis 5.91*. Das Flugverhalten der Silence ist sehr gutmütig. Bereits nach wenigen Flügen zeigte sich, dass keine gravierenden Änderungen am Flugzeug erforderlich sind, um für die Silence eine endgültige Verkehrszulassung erlangen zu können.



Bild 5.89: Warmlaufen des Motors vor dem Start *Bild 5.90: Die Silence beim Start*

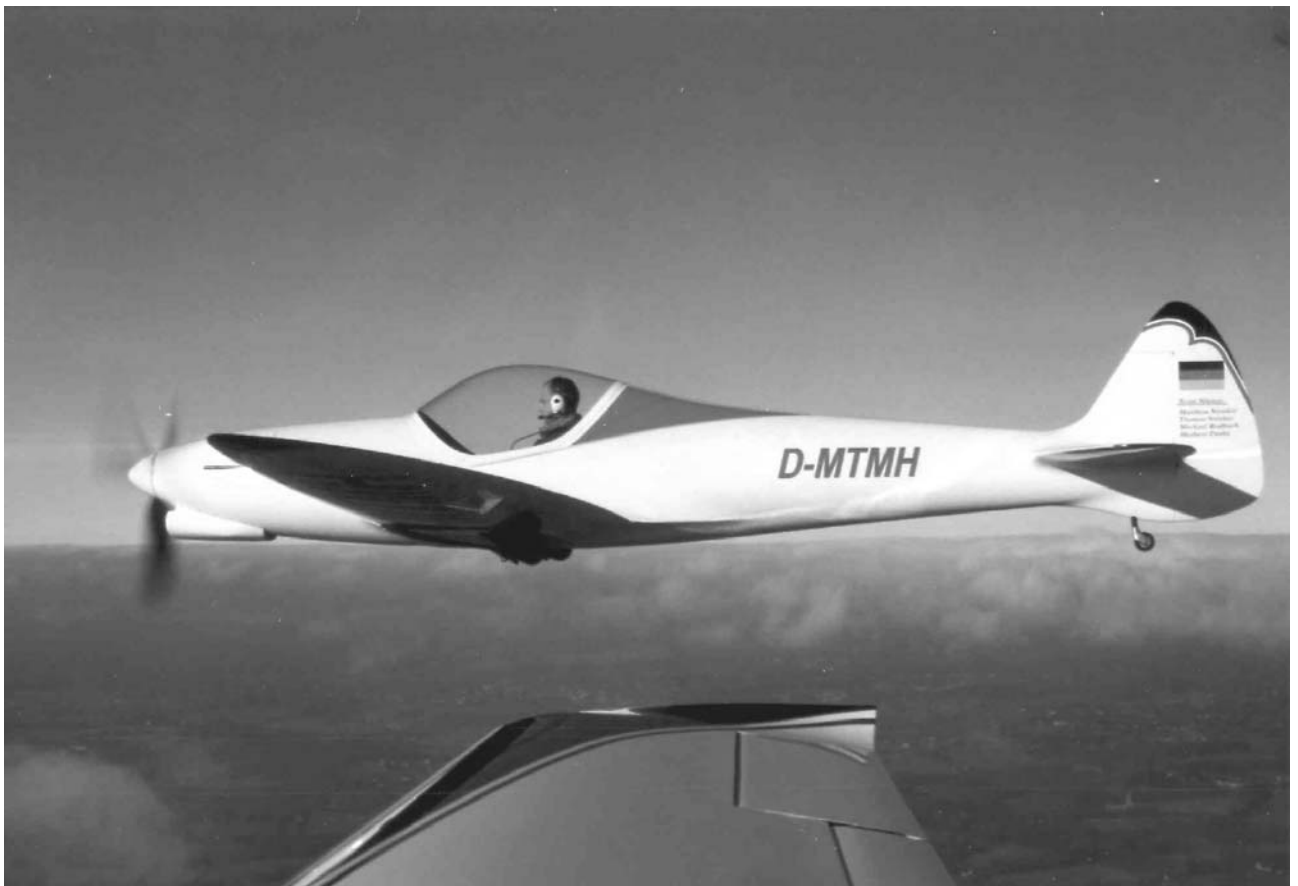


Bild 5.91: Die Silence mit eingefahrenem Fahrwerk im Reiseflug

Bild 5.92 zeigt das Protokoll des Erstfluges. In weiteren Flügen werden die Flugeigenschaften der Silence systematisch erprobt. Es werden Flugdaten gesammelt, die zur Erstellung eines Flughandbuches erforderlich sind. Nach Abschluß der Flugerprobung kann dann eine Musterzulassung erteilt werden. Die Flugerprobung dauert zum Zeitpunkt der Erstellung dieser Arbeit noch an.

Testflugbericht vom UL Silence Werk-Nr. 001

Flug-Nr.:	001
Aufgabenstellung für den Flug:	Erstflug
Datum:	30.09.00
Flugplatz:	Paderborn Haxterberg
Wind:	150/4
Temperatur:	18°C
QNH:	1004
Sicht:	8 km
Pilot:	Christoph Blumenkamp
Startzeit:	08.33 (GMT) (10.33 Uhr)
Landezeit:	08.54 (GMT) (10.54 Uhr)
Flugzeit:	21 min
Startablauf:	Keine Tendenz zum Ausbrechen. Das Motordrehmoment konnte mit leichtem Seitenruderausschlag rechts ausgeglichen werden
Abheben:	Bei ca. 80 km/h, Motordrehzahl 6.100 min^{-1} , Propellersteigung kleinste Steigung
Steigflug:	bei 120 km/h, 0° Landeklappenstellung, Propeller so eingestellt, dass der Motor eine Drehzahl von 5.800 min^{-1} hält. Die Steigleistung betrug ca. 4-4,5 m/s.
Ruderwirkung:	Direkt ansprechend und feinfühlig steuerbar
Horizontalflug:	Höhe 300 m über GND, Motordrehzahl 5200 min^{-1} , Geschwindigkeit 150 km/h, leichte Tendenz nach links, max. Geschwindigkeit 170 km/h
Motorwerte:	Wassertemperatur 85°C - 95°C (max. zulässig 110°C)
Landung:	Landeklappen voll ausgefahren, Anfluggeschwindigkeit 120 km/h, Aufsetzgeschwindigkeit 70 km/h
Bemerkung:	Das Flugzeug zeigte während des gesamten Fluges ein neutrales Flugverhalten. Die Ruder sprechen direkt an, die Ruderkräfte sind gering. Die Flug- und Fahreigenschaften entsprachen einem konventionellem Spornradflugzeug.

Bild 5.92: Flugprotokoll vom Erstflug der Silence

6 Zusammenfassung und Ausblick

Immer weiter steigende Anforderungen an technische Produkte erfordern den Einsatz neuer, leistungsfähigerer Werkstoffe. Faserverbundwerkstoffe bieten im Bereich des Leichtbaus neue Möglichkeiten, hochbelastete Strukturen mit geringem Gewicht aufzubauen. Durch die Vielfalt der Kombinationen von Faser-Matrix-Verbunden und die besonderen Möglichkeiten der Bauteilgestaltung kann für den einzelnen Anwendungsfall ein Werkstoff „maßgeschneidert“ werden. Unterschiedliche Fertigungsmethoden erlauben es außerdem, zusätzlichen Werkstoff gezielt dort anzuordnen, wo dieser strukturell erforderlich ist, oder auch wegzulassen, wo er nicht erforderlich ist. Neben den gewichtsspezifischen Vorteilen eröffnen sich dem Anwender von Faserverbundwerkstoffen damit noch zusätzliche konstruktive Möglichkeiten zur Gewichtsersparnis.

In Wabensandwichbauweise können großflächige Strukturen mit geringem Gewicht aufgebaut werden. Die erforderliche Biege- und Beulsteifigkeit großer Platten- und Schalenstrukturen wird über die Gesamtdicke der Sandwichstruktur erreicht, die sich im Wesentlichen aus dem leichten, drucksteifen Wabekern ergibt. Es ist bekannt und durch einzelne Anwendungen belegt, dass extremer Leichtbau in Faserverbund-Wabensandwichbauweise möglich ist. Das spezifische Wissen um diese Bauweise ist bislang jedoch kaum verbreitet. Insbesondere fehlt es an Werkstoffkennwerten sowie an einer Systematik, die den Prozeß zur Entwicklung von Faserverbund-Wabensandwichkonstruktionen in systematischer Weise aufbereitet und dem Konstrukteur Hilfestellung bei der Anwendung dieser Bauweise gibt.

Im Rahmen dieser Arbeit wurde zunächst ein Prüfverfahren mit zugehörigem Prüfaufbau entwickelt, das die Ermittlung von Plattensteifigkeiten anhand von Testplatten ermöglicht. Im experimentellen Teil der Arbeit wurden dabei umfangreiche Steifigkeitsanalysen durchgeführt, die wichtige Erkenntnisse für die Auslegung von Sandwichkonstruktionen liefern. Darüber hinaus wurde eine Systematik für die Entwicklung von Faserverbund-Wabensandwichstrukturen erarbeitet. Sie soll den mit Leichtbauaufgaben betrauten Konstrukteur unterstützen, Leichtbaukonstruktionen werkstoff- und fertigungsgerecht in dieser Bauweise umzusetzen.

Im abschließenden Teil der Arbeit erfolgt eine Erläuterung der Entwicklungssystematik anhand eines Ultraleichtflugzeuges in FVK-Wabensandwichbauweise. Besonderheiten, die sich durch die spezielle Bauweise ergaben, werden herausgestellt und eingehend erläutert. Auf diese Weise sollen Erfahrungen bei der Entwicklung von Faserverbund-Wabensandwichkonstruktionen auf wissenschaftlich gesicherter Basis in systematisch aufbereiteter Form weitervermittelt werden.

6.1 Die wichtigsten Ergebnisse im Überblick

Mit dem entwickelten Prüfaufbau läßt sich die Plattensteifigkeit kreisrunder Platten bestimmen. Dabei werden die verfahrens- und produktionsspezifischen Gegebenheiten berücksichtigt, die einen wesentlichen Einfluß auf die Steifigkeit haben können. Die Ergebnisse der umfangreichen Messungen an Wabensandwichplatten zeigen teilweise gute Übereinstimmung mit den theoretischen Werten. Signifikante Abweichungen können durch systembedingte Effekte erklärt werden.

Die zu untersuchenden Prüfplatten werden durch Überdruck mit konstanter Flächenlast belastet. Anhand der Durchbiegung in der Plattenmitte kann die Plattensteifigkeit ermittelt werden. Die Verformung von Platten bei Belastung senkrecht zur Plattenebene setzt sich aus der Biege- und Schubverformung zusammen. Während bei massiven Platten aus isotropen Werkstoffen die Schubverformungen stets gering ausfallen und in der Theorie meist nicht berücksichtigt werden, können die Schubverformungen bei Sandwichplatten in bestimmten Anwendungsfällen einen beträchtlichen Anteil an der Gesamtverformung haben. Es gilt:

Bei der Verformung von senkrecht zur Plattenebene belasteten Sandwichplatten ist neben der Biegeverformung auch die Schubverformung zu berücksichtigen.

Im Schubversuch nach DIN 53 294 wird der Schubmodul für isotrope Kernwerkstoffe in Sandwichaufbauten ermittelt. Es ist bekannt, dass Wabenkerne in den Richtungen der Plattenebene, die mit „L“ und „W“ bezeichnet werden, unterschiedliche Festigkeiten und Steifigkeiten aufweisen. Der Schubmodul in „T-Richtung“ wurde bislang noch nicht untersucht, obwohl dieser für die Schubverformungen bei Belastungen senkrecht zur Plattenebene relevant ist. Zu den hier durchgeführten Untersuchungen ist zu bemerken:

Die ermittelten Schubsteifigkeitswerte der Polyamid-Wabenkerne senkrecht zur Plattenebene war deutlich geringer als die geringsten Werte für die Schubsteifigkeiten in den Richtungen der Ebenen.

Neben der Einbeziehung der Schubverformungen für entsprechende Wabensandwichaufbauten sollten in Zukunft daher auch die richtungsabhängigen Schubmodule berücksichtigt werden.

Bei den durchgeführten Steifigkeitsanalysen an Faserverbund-Wabensandwichplatten wurde durch systematische Variation der Deckhäute die Eignung unterschiedlicher Aufbauten bewertet. Die Steifigkeitswerte beziehen sich auf den für Handlamine üblichen Faservolumenanteil von 35%. Es wurden folgende Werte ermittelt:

Bei quasiisotropen Laminataufbauten, die im wesentlichen aus Glasgewebelagen mit einem Flächengewicht von 105 g/m² bestanden, wurden Elastizitätsmodule der Deckschichten von etwa 15.000 N/mm² erzielt.

Der an quasiisotropen AFK-Deckhäuten ermittelte Elastizitätsmodul lag mit etwa 16.000 N/mm² nur geringfügig über dem Wert der GFK-Deckhäute.

Für quasiisotrope CFK-Deckhäute wurde ein Elastizitätsmodul von 36.600 N/mm² ermittelt.

Telegraphing, d. h. Ebenheitsabweichungen mit Wabenkernmuster, traten bei GFK-Deckhäuten auf, wenn diese „nass in Nass“ mit den Wabenkernen verklebt wurden. Eine Steifigkeitsminderung war dabei stets messbar. Solange die Deckhäute allerdings gewisse Mindestdicken nicht unterschritten, betrug die Steifigkeitsminderung weniger als 10%. Es sind folgende Mindeststärken für Deckhäute zu empfehlen:

GFK- und AFK-Deckhäute sollten bei quasiisotropem Laminataufbau eine Decklagenstärke von 1/20 vom Zelldurchmesser des Wabenkernes nicht unterschreiten. Bei CFK-Deckhäuten sollte die Hautstärke mindestens 1/30 des Zelldurchmessers betragen.

Es wurden auch asymmetrische Sandwichaufbauten untersucht. Diese sind für Sandwichkonstruktionen geeignet, erhöhen aber die Gefahr des Verzugs der Bauteile.

Neben den experimentellen Untersuchungen zur Ermittlung der Plattensteifigkeit wurde im Rahmen dieser Arbeit eine Systematik zur Entwicklung von Faserverbund-Wabensandwichkonstruktionen erarbeitet. Dabei werden die besonderen Gestaltungsmöglichkeiten dieser Bauweise logisch aufbereitet. Die Systematik beinhaltet Punkte zur Anwendbarkeit, zu prinzipiellen Gestaltungsmöglichkeiten, zur Detailgestaltung und den Besonderheiten bei Krafterleitungen und bei der Verbindungstechnik sowie zur Dimensionierung. Bei der Dimensionierung kann der Konstrukteur nach konventionellen Methoden des Maschinenbaus unter Einbeziehung der vorab ermittelten Steifigkeitsuntersuchungen vorgehen. Die Genauigkeit bei der Auslegung liegt dabei in sinnvoller Relation zu der in Handarbeitsverfahren erzielbaren Reproduzierbarkeit der Werkstoffkennwerte. Die Einbeziehung produktionsspezifischer Gesichtspunkte runden die Systematik ab. Die Systematik wird anschließend in Leitregeln zusammengefasst, die in chronologischer Reihenfolge zu den wesentlichen Schritten des Entwicklungsprozesses formuliert werden.

Am Beispiel der Entwicklung eines Ultraleichtflugzeuges werden die einzelnen Schritte bei der Entwicklung extrem leichter Strukturbauteile in Wabensandwichbauweise erläutert. In diesem Beispiel wurde das Ultraleichtflugzeug „Silence“ entwickelt, welches durch konsequente Umsetzung der Wabensandwichbauweise ein erheblich geringeres Abfluggewicht als vergleichbare Flugzeuge aufweist.

Das einsitzige Flugzeug verfügt bei einem Strukturgewicht von deutlich unter 100 kg über Festigkeitsreserven, die weit über den gesetzlichen Mindestforderungen liegen. Als Ultraleichtflugzeug verfügt die „Silence“ über Leistungsmerkmale, die bislang nur von Flugzeugen höherer Gewichtsklassen erreicht werden konnten.

Zusätzlich zur Gewichtseinsparung bei den Strukturbauteilen wurde durch die Anwendung der Wabensandwichbauweise die Anzahl der Einzelteile deutlich reduziert. Dieses führt neben der Erhöhung der Wertigkeit des Flugzeuges durch Gewichtseinsparung zu einer Reduzierung der Herstellkosten und erhöht insgesamt die wirtschaftliche Wertigkeit.

6.2 Ausblick

Die Faserverbund-Wabensandwichbauweise beinhaltet ein enormes Einsparpotential an Strukturgewicht. Im Flugzeugbau und im Rennsport hat sich diese Bauweise deshalb bereits in Einzelfällen etabliert. In anderen Bereichen wird sie bislang aber kaum angewendet, obwohl in vielen Anwendungsfällen durch die erreichbare Gewichtseinsparung Energie- und Betriebskosten in großem Umfang eingespart und natürliche Ressourcen geschont werden könnten.

Ein Grund für die bislang geringe Verbreitung der Bauweise ist das Fehlen einer systematischen Aufarbeitung dieses Themas. Die im Rahmen der vorliegenden Arbeit formulierte Entwicklungssystematik soll einen Beitrag zum Verständnis dieser Bauweise leisten. Sie gibt dem mit Leichtbauaufgaben betrauten Konstrukteur in systematischer Weise Hilfestellung, Wabensandwichbauweisen werkstoff- und fertigungsgerecht umsetzen zu können.

Die Anwendungen für die Wabensandwichbauweise liegen insbesondere im Bereich des Transportwesens. Das Gewicht von Lkw-Aufbauten, Zügen und Schiffskonstruktionen, aber auch von Kraftfahrzeugen könnte dadurch deutlich reduziert werden. Um dieses umsetzen zu können, bedarf es in erster Linie aber auch einer Weiterentwicklung der Produktionstechnologien. Bislang werden Wabensandwichkonstruktionen zumeist wie im hier beschriebenen Beispiel des Kleinflugzeuges in aufwändigen Handarbeitsverfahren hergestellt. Für großtechnische Anwendungen müssen hauptsächlich die Produktionstechnologien weiterentwickelt werden. Insbesondere bei der rationellen Herstellung der Deckhäute ist dort noch ein großer Entwicklungsbedarf. Mit der Entwicklung sogenannter Organobleche beschreibt NEITZEL [Neit 97] hier aber mögliche Lösungsansätze.

Ein weiterer Punkt, der für großtechnische Anwendungen der Wabensandwichbauweise näherer Untersuchung bedarf, ist das anisotrope Verhalten der Kernwerkstoffe. Neben den unterschiedlichen Ebenenrichtungen zeigen Wabenkerne, wie die Untersuchungen im Rahmen dieser Arbeit deutlich zeigten, ein gänzlich abweichendes Verformungsverhalten in Dickenrichtung. Dabei dürfen im Gegensatz zu vielen Anwendungen massiver Schalenstrukturen bei Sandwichaufbauten die Schubverformungen in typischen Anwendungsfällen nicht vernachlässigt werden. Eine über die nach DIN 53 294 hinausgehende systematische Untersuchung unterschiedlicher Wabenkernwerkstoffe im Bezug auf ihr Verformungsverhalten im Sandwichverbund könnte daher der Gegenstand weiterer Untersuchungen sein.

7 Verzeichnisse

7.1 Formelzeichen und Indizes

7.1.1 Lateinische Formelzeichen

<i>Formelzeichen</i>	<i>Einheit</i>	<i>Begriff, Erläuterung</i>
a	mm	Streifenlänge
A	N	Auftriebskraft
b	mm	Streifenbreite
c_A	-	Auftriebsbeiwert
d	mm	Laminatdicke bei Volllaminaten
d	mm	mittlere Stärke einer Sandwichplatte
E	N/mm ²	Elastizitätsmodul
E	GPa	Für Elastizitätsmodule von Faserverbundwerkstoffen wird häufig die Einheit GPa verwendet (1 GPa = 1.000 N/mm ²)
$E_{\#}$	N/mm ²	Elastizitätsmodul diagonal zum Faserverlauf biaxialer Laminatschichten mit $k_{II} = 0,5$
E_{\perp}	N/mm ²	Elastizitätsmodul quer zur Faserrichtung
E_{Faser} (auch E_F)	N/mm ²	Elastizitätsmodul der Faser
E_{Harz} (auch E_H)	N/mm ²	Elastizitätsmodul des Harzes
E_w	N/mm ²	wirksamer Elastizitätsmodul
E_{II}	N/mm ²	Elastizitätsmodul in Faserrichtung
f	mm	Durchbiegung in Plattenmitte
F	N/mm ²	Kraft
G	N/mm ²	Schubmodul
G	GPa	Für Schubmodule von Faserverbundwerkstoffen wird häufig die Einheit GPa verwendet (1 GPa = 1.000 N/mm ²)
$G_{\#}$	N/mm ²	Schubmodul diagonal zum Faserverlauf biaxialer Laminatschichten mit $k_{II} = 0,5$
G_{Faser} (auch G_F)	N/mm ²	Schubmodul der Faser
G_{Harz} (auch G_H)	N/mm ²	Schubmodul des Harzes
G_{II}	N/mm ²	Schubmodul in Faserrichtung
h	mm	Dicke einer massiven Platte
I	mm ⁴	Flächenträgheitsmoment
k	-	Beulfaktor
k_{II}	-	Faseranteil in Belastungsrichtung ($0 \leq k \leq 1$)
M_B	Nm	Biegemoment
M_T	Nm	Torsionsmoment
L	mm	Länge
N	Nm	Biegesteifigkeit einer Platte

n	-	Lastvielfaches
n_{Rov}	-	Anzahl Rovings
p	bar	Druck
p_i	bar	Innendruck
p_U	bar	Umgebungsdruck
$p_{\ddot{U}}$	bar	Überdruck
Q	N	Querkraft
q	g/m ²	Flächengewicht von Faserhalbzeugen
s	mm	Hautstärke
t	mm	Gesamtdicke einer Sandwichplatte
T	°C	Temperatur
tex	g/km	längenspezifisches Gewicht eines Fadens
T_g	°C	Glasübergangstemperatur
W	mm ³	Widerstandsmoment
w	mm	Verformung
x_{sv}	mm	vordere Schwerpunktlage
x_{sh}	mm	hintere Schwerpunktlage
z	mm	Zellgröße von Wabenkernen
z_{max}	mm	maximaler Randfaserabstand

7.1.2 Griechische Formelzeichen und Sonderzeichen

Formelzeichen	Einheit	Begriff, Erläuterung
ν	-	Querdehnzahl
κ	-	Steifigkeitserhöhungsfaktor für Sandwichplatten ($0 < \kappa \leq 1$)
ρ	g/cm ³	Spezifisches Gewicht
ϕ_{Faser} (auch ϕ_F)	%	Faservolumenanteil
ϕ_{Harz} (auch ϕ_H)	%	Harzvolumenanteil
Ψ_{Faser} (auch Ψ_F)	%	Fasergewichtsanteil
Ψ_{Harz} (auch Ψ_H)	%	Harzgewichtsanteil
σ	N/mm ²	Zug-Druck-Spannungen
τ	N/mm ²	Schubspannungen
τ_k	N/mm ²	kritische Schubspannung
Δp	bar	Druckdifferenz
χ	°	Biegewinkel

7.1.3 Indizes

<i>Index</i>	<i>Begriff, Erläuterung</i>
<i>II</i>	Faserrichtung
\perp	Senkrecht zur Faserrichtung
#	Diagonal zur Faserrichtung bei biaxialen Laminatschichten
<i>1, 2</i>	Unterschiedliche Positionen, Bereiche
<i>Br</i>	Bruchwerte
<i>F</i>	Faser (faserverbundspezifische Angabe)
<i>F</i>	Flügel (flugzeugspezifische Angabe)
<i>H</i>	Harz
<i>D</i>	Druck
<i>Z</i>	Zug
<i>w</i>	wirksam
<i>ges</i>	gesamt
τ	aufgrund von Schubbelastung
<i>max</i>	maximal
<i>min</i>	minimal

7.2 Literatur

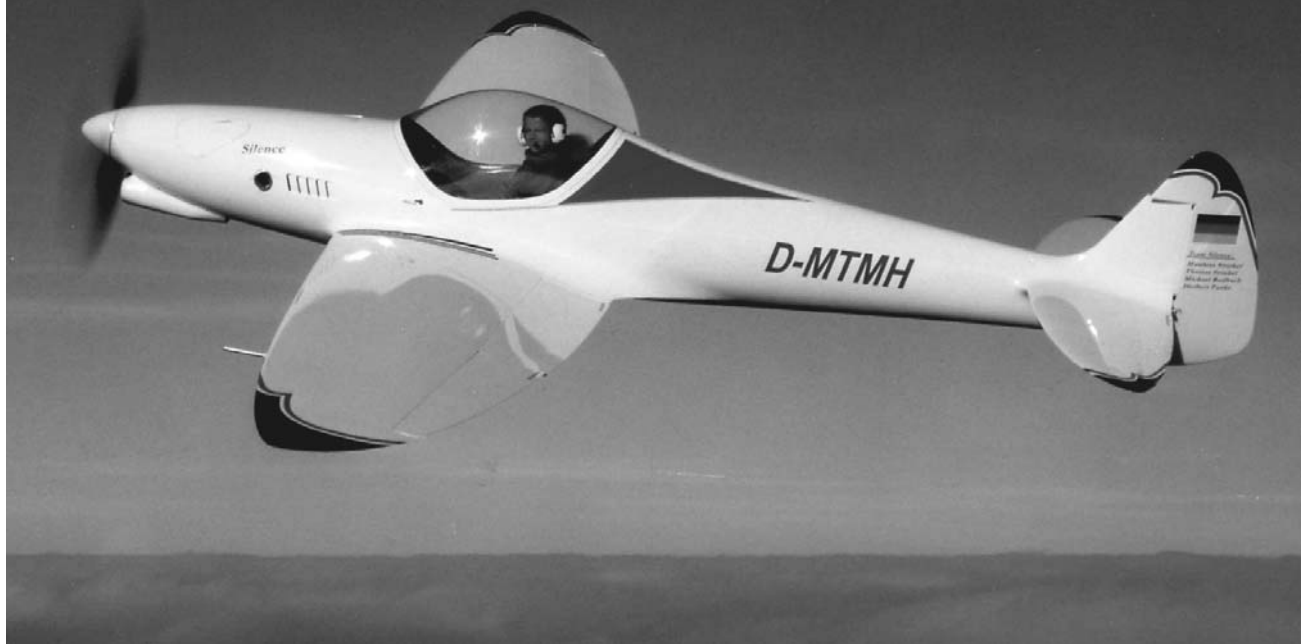
- [Alt 96] ALTHAUS, D.: Niedriggeschwindigkeitsprofile, Vieweg-Verlag, Braunschweig / Wiesbaden 1996, ISBN: 3-528-03820-9
- [Berg 92] BERGMANN, H.W.: Konstruktionsgrundlagen für Faserverbundbauteile, Springer-Verlag, Berlin, Heidelberg 1992, ISBN 3-540-54628-6
- [Bert 92] BERTELSMANN LEXIKON VERLAG: Das neue Taschen Lexikon, Verlagsgruppe Bertelsmann GmbH, Gütersloh 1992, ISBN 3-570-04205-7
- [Bran 96] BRANDES, J., GEBAUER, I.: Entwicklung beheizbarer Leichtgewichtsformen, Studienarbeit, Universität-GH Paderborn 1996
- [Brat 99] BRATFISCH, H. J., FELGENHAUER, B.: Systematische Entwicklung von Werkstoffkennwerten für handgefertigte Faserverbundbauteile, Studienarbeit am Laboratorium für Konstruktionslehre der Universität-Gesamthochschule Paderborn, 1999
- [BfU 95] DEUTSCHER AERO CLUB e.V.: Bauvorschriften für Ultraleichtflugzeuge (BfU), Ausgabe: 12. Oktober 1995, Revision A, erhältlich beim Deutschen Aero Club e.V. (DAEC), Heusenstamm
- [Cra 98] N.N.: Datenblätter, C. Cramer Weberei GmbH & Co. KG, Postfach 209, D-48619 Heek-Nienborg

- [DIN 53 294] Norm DIN 53 294, Februar 1982, Prüfung von Kernverbunden, Schubversuch, Beuth Verlag, Berlin 1982
- [DLR 98] N.N.: Statusbericht 1998, Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt e.V. (DLR), Pfaffenwaldring 38-40, 70569 Stuttgart
- [Dol 96] DOLCH, S.: Rippenflügel aus Faserverbundwerkstoffen, Leichtbau mit Rohrholmen in Theorie und Praxis, Verlag für Technik und Handwerk, Baden-Baden 1996, ISBN 3-88180—083-2
- [Dub 87] E: BEITZ; K.H. KÜTTNER: Dubbel, Taschenbuch für den Maschinenbau, 16. Auflage, Springer-Verlag, Berlin 1987, ISBN 3-540-18009-5
- [Eur 98] N.N.: Produkt-Informationen, Lieferprogramm und Verarbeitungshinweise zu EC-Wabenkernen, EURO-COMPOSITES® Systems S.A. Zone Industrielle, L-6468 Echternach
- [Fey 90] FEYERABEND, F.: Methodische Gewichtsreduzierung am Beispiel von Industrierobotern, Dissertation, Universität-Gesamthochschule Paderborn, 1990
- [Flo 98] FOETH, T.: Erstellung eines Rasenmäherprototypen in Leichtbauweise, Studienarbeit, Universität-GH Paderborn 1998
- [Fun 99] FUNKE, H.: Überschlägiges Dimensionieren mit Faserverbundwerkstoffen, Beitrag in [R&G 99]
- [Gän 97] GÄNSICKE, T.: Entwicklung und Bau eines Leichtbaufahrzeuges, Dissertation, Universität-Gesamthochschule Kassel, 1997
- [Gna 91] GNAUCK, B., FRÜNDT, P.: Einstieg in die Kunststoffchemie, Carl Hanser Verlag, München, Wien 1991, ISBN 3-446-15629-1
- [Gre 90] GREIF, H.: Schäume, Gieß- und Klebstoffe und ihre Anwendung, Vogel Verlag, Würzburg 1990, ISBN 3-8023-0876-X
- [Haf 70] HAFERKAMP, H.: Glasfaserverstärkte Kunststoffe, VDI-Verlag 1970
- [Hei 86] HEIßLER, H.: Verstärkte Kunststoffe in der Luft- und Raumfahrttechnik, Verlag W. Kohlhammer, 1986, ISBN 3-17-008836-X
- [Hel 75] HELLERICH, W., HARSCH, G., HAENLE, S.: Werkstoffführer Kunststoffe: Eigenschaften, CARL Hanser Verlag, München, Wien 1975, ISBN 3-446-12108-0
- [Her 80] HERTEL, H.: Leichtbau, Bauelemente, Bemessungen und Konstruktionen von Flugzeugen und anderen Leichtbauwerken, Reprintausgabe, Springer Verlag, Berlin, Heidelberg, New York, 1980, ISBN 3-540-09765
- [Ida 88] IDAFLIEG, KICKERT, R.: Interessengemeinschaft Deutscher akademischer Fliegergruppen: Dimensionierungsrichtwerte für den Segel- und Motorsegelflugzeugbau., Stand: März 1988, Broschüre erhältlich beim Luftfahrtbundesamt (LBA), Braunschweig
- [Jor 98] JORDEN, W.: Konstruktionssystematik, Skriptum zur Vorlesung, Universität-GH Paderborn, 1998

- [Klei 97] KLEIN, B.: Leichtbaukonstruktion, Vieweg Verlag, Braunschweig, Wiesbaden 1997, ISBN 3-528-24115-2
- [Kna 89] KNAUST, U.: Zur Analyse und Optimierung von Faserverbund-Leichtbauteilen, VDI-Verlag, Düsseldorf 1989, ISBN 3-18-141120-5
- [Küm 2000] N.N.: High Performance Textiles, Firmenbroschüre, Produktdarstellung 2000, F.A. Kämpers GmbH & Co., Basilkastr. 22-30, D-48429 Rheine
- [Loc 98] N.N.: LOCTITE WORLDWIDE DESIGN HANDBOOK, 2. Auflage, Loctite European Group Arabellastr. 17, 81925 München
- [Men 79] MENGES, G.: Einführung in die Kunststoffverarbeitung, Carl Hanser Verlag, München, Wien 1979, ISBN 3-446-12863-8
- [Mic 89] MICHAELI, W., WEGENER, M., BEGEMANN, M.: Einführung in die Technologie der Faserverbundwerkstoffe, Carl Hanser Verlag, München, Wien 1989, ISBN 3-446-15786-7
- [Mic 94] MICHAELI, W., HUYBRECHTS, D., WEGENER, M.: Dimensionieren mit Faserverbundkunststoffen, Einführung und praktische Hilfen,
- [Neit 97] NEITZEL, M., Breuer, U.: Die Verarbeitungstechnik der Faser-Kunststoff-Verbunde, Carl Hanser Verlag, München, Wien 1997, ISBN 3-446-19012-0
- [Nied 2000] NIEDBALL, N.: Aeroelastic Investigation of the Ultralight SILENCE, Gutachten zum Nachweis der aeroelastischen Stabilität des Ultraleichtflugzeuges SILENCE, Juli 2000
- [Pfe 88] PFEFFERKORN, D.: Faserverbundwerkstoffe im Flugmodellbau, Neckar-Verlag, Villingen 1988, ISBN 3-7883-0612-2
- [Ple 99] N.N.: PLETTENBERG HIGH END ELEKTROMOTOREN, Hauptkatalog 1999 der Firma Plettenberg, Rostocker Str. 30, 34225 Baunatal
- [R&G 99] N.N.: Faserverbundwerkstoffe, Handbuch der Firma R&G Faserverbundwerkstoffe, im Meißel 7, 71111 Waldenbuch, 1999
- [Roh 87] ROHMANN, W.: Beitrag zur Bearbeitung von Bauteilen aus Aluminiumwaben, Carl Hanser Verlag, München, Wien 1987, ISBN 3-446-14945-7
- [Rol 87] MATEK, W., MUHS, D., Wittel, H.: Maschinenelemente, Vieweg-Verlag, Braunschweig 1987, ISBN 3-528-54028-1
- [Rüt 96] RÜTHING, E.: Entwicklung einer Antriebseinheit für ein personentragendes Solarflugzeug, Diplomarbeit, Universität-GH Paderborn 1996
- [Sae 98] N.N.: Produktübersicht der Firma SAERTEX® Wagener GmbH & Co.KG, 1998
- [Scheu 98] N.N.: Technische Informationen, Martin G. Scheufler, Kunstharzprodukte GmbH, Postfach 60 02 38, D-70309 Stuttgart, 1998

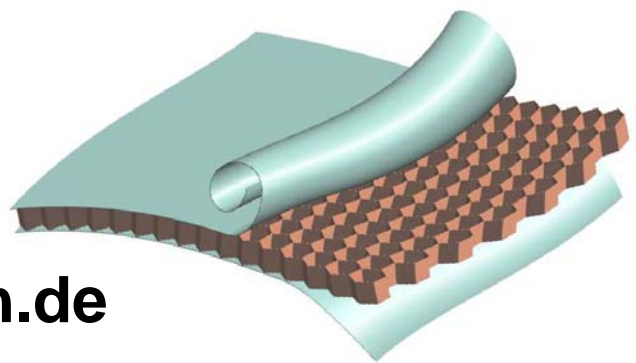
- [Schin 88] SCHINDEL-BIDINELLI, E. H., GUTHERZ, W.: Konstruktives Kleben, VCH-Verlagsgemeinschaft, Weinheim 1988, ISBN 3-527-26646-1
- [Schli 67] SCHLICHTING, H. / TRUCKENBRODT, E.: Aerodynamik des Flugzeuges, Band 1, Springer-Verlag, Berlin, Heidelberg, New-York 1967, ISBN:3-540-03970-8
- [Schli 69] SCHLICHTING, H. / TRUCKENBRODT, E.: Aerodynamik des Flugzeuges, Band 2, Springer-Verlag, Berlin, Heidelberg, New-York 1969, ISBN:3-540-04700-X
- [Schlo 83] SCHLOTTMANN; D.: Konstruktionslehre, Springer-Verlag, Wien-New York 1983, ISBN 3-211-81699-2
- [Schmi 72] SCHMIDT, K. A.F.: Textilglas für die Kunststoffverstärkung, Zechner & Hüthig Verlag, Speyer 1972, ISBN 387 927 0090
- [Spre 97/1] SPRENGER, K. H.: FVW-Eine Werkstoffklasse mit vielen Gesichtern, Sonderdruck aus Themenband Faserverbundwerkstoffe mit thermoplastischer Matrix, expert verlag, 71268 Renningen 1997
- [Spre 97/2] SPRENGER, K. H.: Aufbau und Eigenschaften von thermoplastischen Hochleistungs-FVW, Sonderdruck aus Themenband Faserverbundwerkstoffe mit thermoplastischer Matrix, expert verlag, 71268 Renningen 1997
- [Sten 90] STENDER, W., KIEßLING, F.: Maßnahmen gegen das aeroelastische Flattern von Segelflugzeugen und kleinen Motorflugzeugen, Deutsche Forschungsanstalt für Luft- und Raumfahrt e.V. (DLR), Institut für Aeroelastik, Bunsenstr. 10, 37073 Göttingen, 1990
- [Strie 01] STRIEKER, T: Funktionsbeschreibung des Verstellpropellers, unveröffentlichter Entwurf zur Patentanmeldung, 2001
- [Wie 86] WIEDEMANN, J.: Leichtbau Band 1: Elemente, Springer-Verlag, Berlin, Heidelberg 1986, ISBN 3-540-16404-9
- [Wie 96] WIEDEMANN, J.: Leichtbau Band 2: Konstruktion, Springer-Verlag, Berlin, Heidelberg 1996, ISBN 3-540-60304-2

www.Silence-aircraft.de



**Aktuelle Informationen zur
Wabensandwichbauweise
unter:**

www.wabensandwich.de



**Das Projekt Silence sowie die im Rahmen dieser Arbeit
durchgeführten Experimente wurden unterstützt von:**



R&G Faserverbundwerkstoffe GmbH • Im Meißel 7 • D-71111 Waldenbuch

Tel. 0 71 57 / 53 04-60 • Fax 0 71 57 / 53 04-70

e-Mail: info@r-g.de • Internet: www.r-g.de

Sie erhalten dieses Dokument kostenlos unter: <http://www.r-g.de>