

**Forschungszentrum Karlsruhe**

in der Helmholtz-Gemeinschaft

Wissenschaftliche Berichte

FZKA 6879

**Analyse der Umweltauswirkungen bei der  
Herstellung, dem Einsatz und der Entsorgung  
von CFK- bzw. Aluminiumrumpfkomponten**

M. Achternbosch, K.-R. Bräutigam, C. Kupsch, B. Reißler, G. Sardemann

Institut für Technikfolgenabschätzung und Systemanalyse

Forschungszentrum Karlsruhe GmbH, Karlsruhe

2003

**Impressum der Print-Ausgabe:**

**Als Manuskript gedruckt  
Für diesen Bericht behalten wir uns alle Rechte vor**

**Forschungszentrum Karlsruhe GmbH  
Postfach 3640, 76021 Karlsruhe**

**Mitglied der Hermann von Helmholtz-Gemeinschaft  
Deutscher Forschungszentren (HGF)**

**ISSN 0947-8620**

# **Analyse der Umweltauswirkungen bei der Herstellung, dem Einsatz und der Entsorgung von CFK- bzw. Aluminiumrumpfkomponten**

## **Kurzfassung**

Im Rahmen des Projektes wurde erstmalig die Herstellung von Bauteilen für Rumpfkomponten aus Aluminium bzw. CFK in Bezug auf ihren Material- und Energieverbrauch analysiert, modelliert und miteinander verglichen. Als Untersuchungsmethode wurde die Stoffstromanalyse gewählt. Hierfür wurden die Produktionsprozesse von der Rohstoffherzeugung über die Halbzeugproduktion bis zur Bauteilfertigung und Rumpfmontage weitestgehend identifiziert und analysiert. Es konnte gezeigt werden, dass die Fertigungsschritte der Rumpfstrukturen aus den Halbzeugmaterialien einen nicht zu vernachlässigenden Beitrag am energetischen und stofflichen Ressourcenverbrauch ausmachen. Nach den vorliegenden Analysen weist CFK gegenüber Aluminium in Bezug auf ökologische Aspekte in erster Näherung weder Vor- noch Nachteile auf. Die Modellrechnungen zeigen auf, dass die Herstellung der CFK-Rumpfstruktur näherungsweise die gleiche Menge an Primärenergie verbraucht, wie die Herstellung der entsprechenden Aluminiumstrukturen. Die Analyse der gesamten Verfahrensabläufe diente auch dazu, besonders energieintensive bzw. mit besonders hohen Ressourcenverbräuchen verbundene Prozessschritte zu identifizieren und Empfehlungen in Bezug auf eine verbesserte energetische und stoffliche Ressourcennutzung abzuleiten.

Eine angestrebte Gewichtsreduzierung der Rumpfstruktur von ca. 30 % bei Verwendung von CFK bedeutet keine entsprechende Reduktion des Startgewichts bzw. Treibstoffverbrauchs des betrachteten Flugzeuges, in den hier durchgeführten Modellrechnungen reduzieren sich Startgewicht und Treibstoffverbrauch nur um etwa 4 %. Um weitere Gewichts- oder Treibstoffeinsparungen zu erzielen, genügt es beim Entwurf neuer Flugzeuge nicht, nur den Rumpf zu betrachten, es muss das gesamte Flugzeug mit einbezogen werden. Die großen Vorteile des Einsatzes dieser Verbundwerkstoffe im Flugzeugbau liegen in seinen material-spezifischen Eigenschaften, die für den Flugzeugbau eine Innovation bedeuten, und weniger im Potenzial für Treibstoffeinsparungen.

Eine abschließende Bewertung der Vor- und Nachteile des Einsatzes von CFK in Bezug auf Wartung und Reparatur in der Nutzungsphase ist nicht möglich, denn der Aufwand für die Reparatur hängt in entscheidendem Maße vom Einsatzort und der Schadensgröße des Bauteils ab.

Im Rahmen des Projektes wurde auch der Verbleib von Produktionsabfällen bei der Fertigung von CFK- und Aluminiumbauteilen näher untersucht und miteinander verglichen. Die Entsorgung von Altbauteilen, die z. B. bei der Reparatur ausgewechselt werden, wurde nicht behandelt. CFK-Abfälle wurden in der Vergangenheit einer Beseitigung zugeführt. Es bestehen nun Bestrebungen, diese Abfälle einer Verwertung zu zuführen. Die derzeit favorisierten Verwertungsmaßnahmen – Partikelrecycling und Pyrolyse – sind allerdings noch nicht ausgereift. Hier besteht weiterer Forschungsbedarf.

# **Environmental Impact Analysis of Manufacturing, Use and Fate of CFRP- and Aluminium Fuselage Components for Commercial Airliners**

## **Abstract**

Within the project for the first time the mass and energy consumption related to the production, use and recycling of a CFRP fuselage and a conventional aluminium fuselage was analysed, modelled and compared. For the analysis of the aluminium and CFRP production lines the main process steps from the mining of the raw materials to the final product were identified and connected to a process chain with modules, which contain single processes or accumulated processes representing a complete production step. As a result, it can be stated that the primary energy demand for both process chains is roughly on the same level. The analysis of the aluminium and CFRP production chains revealed some major energy and material intensive steps that offer potential for more economic operations some of which are about to be applied in the near future.

The use of CFRP in the considered fuselage components of the single aisle reference airliner could reduce its weight to approximately 30 % in comparison to the conventional aluminium fuselage. This results in fuel savings up to 4 % during service life time. For additional weight reduction and fuel saving the total airliner should be taken into consideration.

At the moment it is not possible to assess the advantages or disadvantages of the two considered materials in respect to maintenance and repair because the expenditure of repair depends on the extent and place of the damages.

In the context of this study only the production residues are considered, the recycling of new parts rejected due to defect, exchange spare parts or the fate of the complete fuselage are neglected up to now. Mostly CFRP residues are deposited. Recycling technologies for residues of CFRP, fibres and resins are still in the beginnings. At present the material is normally shredded to particles of defined size and used as admixture in secondary polymeric products like e.g. sheet moulding compounds. It can be stated that currently particle recycling and pyrolysis seem to be the most interesting ways for the recycling of CFRP residues. Nevertheless there is still no market for processed CFRP residues.

# INHALTSVERZEICHNIS

<b>1. Einleitung und Aufgabenstellung</b> .....	<b>1</b>
<b>2. Ausgangssituation und Vorgehensweise</b> .....	<b>1</b>
<b>3. Systemgrenzen</b> .....	<b>3</b>
<b>4. Analyse der gesamten Herstellungslinie der Aluminium-Rumpfstruktur</b> .....	<b>6</b>
4.1 Rohstoffgewinnung .....	6
4.1.1 Herstellung von Aluminium .....	6
4.1.2 Legierungsmetalle und Titan .....	7
4.2 Herstellung von Metalllegierungen und Halbzeugen .....	7
4.2.1 Aluminiumknetlegierungen .....	7
4.2.2 Halbzeugherstellung .....	7
4.3 Herstellung und Montage von RumpfkompONENTEN .....	8
4.4 Beschreibung besonders material- und energieintensiver Prozesse .....	10
4.4.1 LösungsglÜhen .....	10
4.4.2 Walzen, Form- und Streckziehen .....	10
4.4.3 "Chemisches FrÄsen" .....	10
4.4.4 FrÄsen .....	11
4.4.5 OberflÄchenbeschichtung .....	11
<b>5. Analyse der gesamten Herstellungslinie der CFK-Rumpfstruktur</b> .....	<b>11</b>
5.1 Herstellung der Ausgangsmaterialien .....	12
5.1.1 Polyacrylnitril-Faser (PAN-Faser) .....	12
5.1.2 Carbonfasern und Carbonfasergelege (CF) .....	12
5.1.3 Harz-System .....	14
5.2 Herstellung der CFK-Bauteile im SLI-Verfahren .....	15
<b>6. Stoff- und Energiebilanzen</b> .....	<b>18</b>
6.1 BerÜcksichtigung von ProduktionsabfÄllen .....	18
6.2 Vergleichende Bilanzierung .....	18
6.3 Empfehlungen und Schlussfolgerungen .....	24
<b>7. Nutzungsphase</b> .....	<b>25</b>
7.1 Treibstoffverbrauch und Luftschadstoffe .....	25
7.2 Wartung und Reparatur .....	27
7.2.1 Materialeigenschaften .....	27
7.2.2 SchÄden .....	28
7.2.3 Schadenserkennung .....	30
7.2.4 Reparaturverfahren fÜr CFK-Bauteile .....	31
7.2.5 Farberneuerung .....	32
7.2.6 Kosten und Materialaufwand .....	33
7.2.7 Design .....	34

<b>8. Entsorgung .....</b>	<b>35</b>
8.1 Recycling von Aluminium-Produktionsabfällen .....	35
8.2 Recycling von CFK-Produktionsabfällen.....	36
8.2.1 Verwertungsverfahren, Eigenschaften und mögliche Anwendungsbereiche der Recyclate.....	36
8.2.2 Marktsituation, Ausblick.....	38
<b>9. Zusammenfassung und Schlussfolgerung.....</b>	<b>38</b>

## TABELLENVERZEICHNIS

Tabelle 1: Betrachtete Strukturbauteile des Referenzflugzeuges im Untersuchungsraum	4
Tabelle 2: Vergleich der zu bilanzierenden Aluminium- und CFK-Rumpfstrukturen	5
Tabelle 3: Wichtige Prozessabschnitte der Weiterverarbeitung der Halbzeuge zu den Strukturbauteilen des Referenzrumpfes	8
Tabelle 4: Masse und Treibstoffverbrauch des Referenzflugzeuges und die durch den Einsatz von CFK-Bauteilen im Rumpfbereich zu erwartenden Massen- bzw. Treibstoffverbrauchsreduktionen	26
Tabelle 5: Prozentuale CO <sub>2</sub> -Minderung und Schadstoffreduktionen im Flughafenbereich aufgrund der durch den Einsatz von CFK-Bauteilen zu erwartenden Massen- bzw. Treibstoffverbrauchsreduktionen	26
Tabelle 6: Treibstoffverbrauch und CO <sub>2</sub> -Emissionen während der Nutzungsdauer des Referenzflugzeuges und die durch den Einsatz von CFK-Bauteilen zu erwartenden Treibstoffverbrauchs- und Emissionsreduktionen	27
Tabelle 7: Reparaturverfahren für CFK-Bauteile	31
Tabelle 8: Vor- und Nachteile des Wheat-Starch-Blasting-Verfahrens	33
Tabelle 9: Überblick über Verwertungsoptionen für CFK-Produktionsabfälle entlang der Herstellungslinie von CFK-Bauteilen	37

## ABBILDUNGSVERZEICHNIS

Abbildung 1: Struktureller Aufbau des Referenzrumpfes (stark schematisiert)	4
Abbildung 2: Prozentuale Verteilung der im Referenzrumpf verwendeten Metalle	8
Abbildung 3: Vereinfachtes Fließschema der Fertigung (Beispiel Hautbauteile) und der Montage der Bauteilgruppen des Referenzrumpfes	9
Abbildung 4: Kurzer Polymerkettenausschnitt des PAN	12
Abbildung 5: Schematischer Ablauf der Herstellung von Carbonfasern aus PAN.	13
Abbildung 6: Molekulare Vorgänge während der Oxidation und Carbonisierung: Streckung, Cyclisierung und Anellierung der Faserbestandteile	13
Abbildung 7: Schematische Darstellung der Struktur der Diisocyanate	15
Abbildung 8: Schematische Darstellung der Struktur der Epoxidharze	15
Abbildung 9: Ausschnitt aus dem GaBi-Plan der verknüpften Prozessmodule und Prozessebenen für die Herstellung des CFK-Rumpfes	17
Abbildung 10: GaBi-Plan der verknüpften Prozessmodule für die Herstellung der CFK-Schalen nach dem SLI-Verfahren	17
Abbildung 11: Abschätzung des Aluminiumverbrauchs für die Referenzrumpfstruktur	18
Abbildung 12: Primärenergieverbrauch verbunden mit der Herstellung einer Aluminium- bzw. CFK-Rumpfstruktur	20
Abbildung 13: CO <sub>2</sub> -Emissionen verbunden mit der Herstellung einer Aluminium- bzw. CFK-Rumpfstruktur	21
Abbildung 14: NMVOC-Emissionen verbunden mit der Herstellung einer Aluminium- bzw. CFK-Rumpfstruktur	22
Abbildung 15: Erzaufbereitungsrückstände verbunden mit der Herstellung einer Aluminium- bzw. CFK-Rumpfstruktur	22
Abbildung 16: Stoffliche Ressourcen (ohne Energieträger) verbunden mit der Herstellung einer Aluminium- bzw. CFK-Rumpfstruktur	23
Abbildung 17: Aufschlüsselung der stofflichen Ressourcen (ohne Energieträger) für die Herstellung einer Rumpfstruktur aus Aluminium bzw. CFK	23
Abbildung 18: Aufteilung der Betriebskosten eines Kurz- und eines Langstreckenflugzeuges	29
Abbildung 19: Aktivitäten in der Flugabfertigungszone	29
Abbildung 20: Ursachen für Schäden am Boden	30
Abbildung 21: Kaskoschäden der Lufthansaflotte Januar – Februar 1994	30
Abbildung 22: Schematische Darstellung der zurzeit als aussichtsreich betrachteten Verwertungsverfahren für CFK-Produktionsabfälle.	37



## Vorbemerkung

Der vorliegende Bericht stellt die Ergebnisse des Arbeitspunktes (AP) 4100 „Umweltauswirkungen“ des Projektes SCHWARZER RUMPF dar, das im Rahmen des Strategiefonds durch die Helmholtz-Gemeinschaft Deutscher Forschungszentren (HGF) und das Bundesministerium für Bildung und Forschung (BMBF) gefördert wurde. An diesem Projekt, das unter Federführung des Instituts für Strukturmechanik des Deutschen Zentrums für Luft- und Raumfahrt e.V. (DLR) in Braunschweig durchgeführt wurde, waren folgende Institute beteiligt:

- Institut für Strukturmechanik des Deutschen Zentrums für Luft- und Raumfahrt e.V. Braunschweig
- Institut für Bauweisen und Konstruktionsforschung des Deutschen Zentrums für Luft- und Raumfahrt e.V. Stuttgart
- Institut für Antriebstechnik des Deutschen Zentrums für Luft- und Raumfahrt e.V. Köln
- Institut für Technikfolgenabschätzung und Systemanalyse des Forschungszentrums Karlsruhe

Die Arbeiten der Institute des Deutschen Zentrums für Luft- und Raumfahrt sind in einem eigenen Abschlußbericht mit folgendem Titel dargestellt:

### **„Schwarzer Rumpf – Realisierung von CFK-Rumpfkomponten unter Einbeziehung des Concurrent Engineering“**

Dieser Bericht, der beim Institut für Strukturmechanik des Deutschen Zentrums für Luft- und Raumfahrt e.V. in Braunschweig erschienen ist, enthält folgende Teilberichte:

1. HAP 1000: CIE-Prozess  
AP 1000: Informations System Concurrent / Integrated Engineering
2. HAP 2000: Simulation des Strukturverhaltens  
AP 2000: Impact- und Restfestigkeitsanalyse  
AP 2100: 3D-Thermalanalyse  
AP 2200: 3D-Spannungsana-lyse und Versagen  
AP 2300: Schnelle Analyse des Beul- und Nachbeulverhaltens  
AP 2400: Brandsicherheit  
AP 2500: Crashesicherheit  
AP 2600: High Velocity Impact
3. HAP 3000: Werkstoffe, Fertigung und Bauweisenkonzepte  
AP 3000: Kostenoptimierte Fertigungstechniken  
AP 3100: Innovative Fügetechniken  
AP 3200: Innovative Rumpfkonzepete
4. HAP 4000: Kostenabschätzung  
AP 4000: Herstellkosten



## **1. Einleitung und Aufgabenstellung**

Im Zusammenhang mit der Entwicklung neuer Technologien gewinnen systemanalytische Arbeiten an Bedeutung, die schon in einem relativ frühen Stadium des Projektes die mit den neuen Technologien verbundenen möglichen Umweltauswirkungen wie z. B. Ressourcenverbrauch, Abfälle oder Emissionen aufzeigen und bewerten. Das Institut für Technikfolgenabschätzung und Systemanalyse (ITAS) des Forschungszentrums Karlsruhe untersucht im Rahmen des Strategiefondsprojekts "Schwarzer Rumpf", einem von der Hermann-von-Helmholtz-Gemeinschaft Deutscher Forschungszentren (HGF) geförderten und unter Leitung des Deutschen Zentrums für Luft- und Raumfahrt e.V. (DLR) stehenden Vorhabens, die mit der Herstellung, Nutzung und Entsorgung von Flugzeugrumpfkomponten aus Aluminium und CFK verbundenen Stoff- und Energieströme auf der Grundlage der single aisle Rumpfstruktur eines mittelgroßen, modernen Verkehrsflugzeuges (im Weiteren als Referenzflugzeug bezeichnet).

Die Herstellung eines Flugzeugrumpfes erfordert die Verwendung unterschiedlichster Materialien und besteht aus vielen einzelnen Prozessschritten. Unter ökologischen Gesichtspunkten ist von Interesse, welche Materialien und Hilfsstoffe in welchen Mengen eingesetzt werden und welche Stoff- und Energieströme mit der Herstellung dieser Materialien bzw. Hilfsstoffe verbunden sind. Ein wesentliches Ziel der Arbeiten von ITAS lag daher darin, die einzelnen Prozessschritte für die Herstellung dieser Materialien bzw. Hilfsstoffe und der Fertigung einer Rumpfstruktur hinsichtlich ihrer ein- und ausgehenden Stoffflüsse zu analysieren und die erhobenen Daten in Stoffstrombilanzen zu erfassen. Ein weiterer Arbeitsschwerpunkt bestand darin, die Stoffflüsse der Herstellung von Rumpfstrukturen aus CFK denen der Herstellung von konventionellen Rumpfstrukturen aus Aluminium vergleichend gegenüberzustellen. Die stoffstromanalytischen Arbeiten dienen unter anderem dazu, besonders energie- oder materialintensive Prozessschritte zu identifizieren, um die damit verbundenen Auswirkungen auf die Umwelt darzustellen (Emissionen, Abfälle etc.) und Optimierungsmöglichkeiten sowie alternative Verfahrensschritte für einzelne ökologisch besonders relevante Prozessschritte und damit auch die spezifischen Vor- und Nachteile der jeweiligen Materiallinie aufzuzeigen.

Zusätzlich zur Analyse der mit der Herstellung von Rumpfstrukturen verbundenen Stoff- und Energieströme wird die Nutzungsphase des Flugzeuges mit in die Betrachtungen einbezogen. Hier wird ein qualitativer Vergleich der Wartungsarbeiten für Flugzeugteile aus Aluminium bzw. aus CFK durchgeführt, und es werden Abschätzungen zum Treibstoffverbrauch während eines Flugzeuglebens durchgeführt. Sowohl bei der Herstellung von Bauteilen aus Aluminium als auch bei der Herstellung von Bauteilen aus CFK fallen Abfälle an. Die Möglichkeiten des Recyclings dieser Abfälle werden in einem abschließenden Abschnitt dargestellt.

## **2. Ausgangssituation und Vorgehensweise**

Die Bestimmung von Stoff- und Energieströmen bei der Fertigung von Flugzeugrumpfen erfordert zunächst die Festlegung der Systemgrenzen. Bei der konventionellen Rumpfstruktur aus Aluminium orientieren sich die hier vorgestellten Analysen an der Rumpfstruktur eines single aisle (d.h. ein Mittelgang) Rumpfes der 4 Meter Klasse, der im Weiteren als Referenzrumpf bezeichnet wird.

Für die Herstellung eines Druckrumpfs aus CFK für große Verkehrsflugzeuge liegen bisher keine Erfahrungen vor. Die Rumpfkomponten herkömmlicher Bauart können nicht direkt mit den CFK-Komponenten nach den neuen Bauweisekonzepten verglichen werden, da sie sich in ihrer Funktion und ihren Eigenschaften stark unterscheiden. Um vergleichende Untersuchungen durchführen zu können, wurde eine modellhafte Übertragung des Aufbaus eines Rumpfes aus Aluminium auf eine entsprechende Rumpfstruktur aus CFK vorgenommen. Dabei war sicher zu stellen, dass diese modellhafte Übertragung einen sinnvollen Vergleich der beiden Rumpfstrukturen ermöglicht (identischer Funktionsumfang etc.). Ferner sind bei dieser Übertragung die entsprechenden Materialeigenschaften (Massenreduktion) und die derzeit existierenden Fertigungsverfahren für die Herstellung eines Rumpfes aus CFK berücksichtigt worden.

Neben der Festlegung der Systemgrenzen sind für die zu vergleichenden Rumpfstrukturen die für die Herstellung benötigten Materialien nach Art und Menge zu bestimmen. Anschließend gilt es, die erforderlichen Prozessschritte und die damit verbundenen Stoff- und Energieverbräuche (ausgehend von der Rohstoffgewinnung) zu identifizieren.

Zu Beginn des Projektes lagen keine Informationen und Daten zu Art und Menge der **Materialien** vor, die in einem Druckrumpf des Referenzflugzeuges enthalten sind. Durch intensiven Kontakt zur Flugzeugindustrie konnte jedoch ein Großteil der erforderlichen Daten zusammengetragen werden. Ergänzt durch umfangreiche Literaturrecherchen, Modellannahmen und Plausibilitätsbetrachtungen wurde dann ein **Mengengerüst für einen Druckrumpf aus Aluminium** erstellt. Auf der Basis von Rechnungen, die vom DLR in Braunschweig durchgeführt wurden, und die die eingangs erwähnten Randbedingungen bezüglich einer Vergleichbarkeit der Rumpfstrukturen berücksichtigen, konnte ein entsprechendes **Mengengerüst für eine Rumpfstruktur aus CFK** erstellt werden.

Eine systematische und vollständige Zusammenstellung aller notwendigen und relevanten **Fertigungsschritte** konnte von den Flugzeugherstellern nicht zur Verfügung gestellt werden. Daher erwies sich die Identifikation der **einzelnen Prozessschritte**, die zur Fertigung eines Rumpfes aus Aluminium erforderlich sind, als sehr schwierig und zeitaufwändig. Die in den Flugzeugwerken (weiter-)verarbeiteten Materialien sind teilweise das Ergebnis einer umfangreichen Kette von Fertigungsschritten, die in den Werken der Zulieferer durchgeführt werden (z.B. Aluminiumproduktion, Herstellung der Carbonfasern). Zusätzlich erschwerend kam hinzu, dass die Teil- bzw. Endfertigung des Referenzflugzeuges in verschiedenen Werken in Deutschland und Frankreich erfolgt. Durch intensiven Kontakt zu verschiedenen europäischen Flugzeugwerken (insbesondere in Deutschland), zu zahlreichen Herstellern der Ausgangsmaterialien bzw. der Vorprodukte sowie durch Literaturrecherchen konnten jedoch alle relevanten Prozessschritte identifiziert und zu einer Prozesskette verbunden werden.

Die neuen derzeit in der Erprobungsphase befindlichen CFK-Fertigungsverfahren sollen zukünftig die serienmäßige und kostengünstige Produktion komplexer, großflächiger CFK-Bauteile z.B. im Bereich des Flugzeugdruckrumpfes ermöglichen. Da bisher kein Druckrumpf für große Verkehrsflugzeuge aus CFK gefertigt wurde, beruht die Identifikation einzelner Prozessschritte daher auf den Erfahrungen der Pilotanwendungen – soweit wie mög-

lich werden dabei absehbare Unterschiede zu entsprechenden Bauteilen für einen Druckrumpf des Referenzflugzeuges berücksichtigt.

Im Anschluss an die Identifikation der einzelnen Prozessschritte und ihrer **Zusammenfügung zu einer Prozesskette** waren für Aluminium und CFK die mit den einzelnen Prozessschritten verbundenen **Inputs an Energie und Materialien sowie die Outputs an Produkten, Abfällen, Emissionen, Abwasser und Abwärme** zu bestimmen. Hierzu lagen zu Beginn des Projekts keinerlei brauchbare Informationen bei den jeweiligen Herstellern vor, da bisher keine Bilanzen für einzelne Prozessschritte erstellt wurden. Grund dafür ist u. a., dass häufig keine Zuordnung von Stoff- und Energieeinsätzen zu einzelnen Prozessschritten möglich ist.

Aus diesem Grunde musste für diesen Arbeitsschritt auf andere Informationsquellen zurückgegriffen werden. Das zur Bilanzierung von Produktionsprozessen vom Institut für Kunststoffprüfung und Kunststoffkunde (IKP) in Stuttgart entwickelte Programm GaBi (Ganzheitliche Bilanzierungssoftware) [12] enthält umfangreiche Input- und Output-Daten für eine Vielzahl industrieller Prozesse, die in ähnlicher Form auch bei der Herstellung von Flugzeugrümpfen Anwendung finden und daher als Datengrundlage herangezogen werden konnten. Um Know-how und fehlende Daten zu ergänzen, wurde für die Herstellung der Aluminiumlegierungen und -halbzeuge für den Referenzrumpf auf umfangreiche Studien unter anderem der EAA (European Aluminium Association) zurückgegriffen [10].

In Zusammenarbeit mit dem IKP, mit Flugzeugh Herstellern und mit Vorlieferanten sowie durch eigene Recherchen und Plausibilitätsbetrachtungen wurde die Anwendbarkeit dieser Daten auf die Fertigung eines Rumpfes überprüft und gegebenenfalls durch geeignete Ergänzungen und Modifikationen gewährleistet. In vielen Fällen wurden – teilweise in Zusammenarbeit mit dem IKP – aktualisierte oder auch neue Datensätze erstellt.

Von entscheidender Bedeutung für die vorliegende Studie ist ein Datensatz zur Herstellung von Carbonfasern. Die wenigen in der Literatur aufgeführten sowie die in Fachkreisen diskutierten Werte differieren so stark, dass ein aus ausreichend gesicherten Daten bestehender und zudem vollständiger Datensatz, der den chemischen Umwandlungen in den Prozessen Rechnung trägt, mit diesen Angaben nicht aufgestellt werden konnte. In Zusammenarbeit mit der Fa. Tenax Fibres, Wuppertal, einem Produzenten von Carbonfasern und Zulieferer der Flugzeugindustrie, konnte ein verbesserter Datensatz für die Herstellung von Carbonfasern erstellt werden.

### **3. Systemgrenzen**

Um den Aufwand für die Stoffstromanalysen zur Herstellung der Rumpfstruktur des Referenzflugzeuges im Rahmen der zur Verfügung stehenden Laufzeit des Projektes überschaubar zu halten, beschränkten sich die Arbeiten auf die wichtigsten strukturgebenden Bauteilgruppen des aus mehreren Sektionen zusammengesetzten Rumpfes (Abbildung 1).

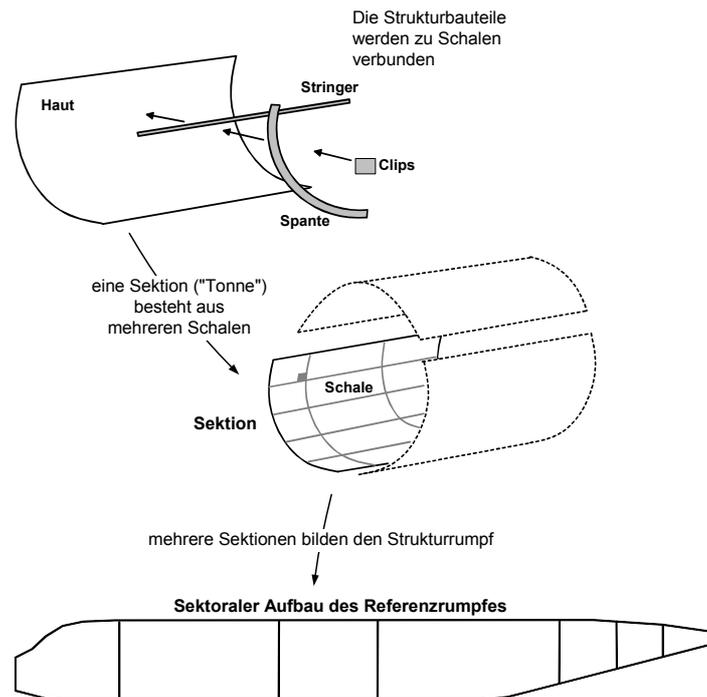


Abbildung 1: Struktureller Aufbau des Referenzrumpfes (stark schematisiert)

Für den Aluminiumrumpf sind dies die Rumpfhaut, die in Längsrichtung angebrachten Stabilisierungsstreben (Stringer) und die quer zur Rumpflängsachse verlaufenden Spanten, die dem Rumpf eine stabile Querschnittsform verleihen. Bei der derzeitigen Bauweise des Aluminiumrumpfes werden Hautbleche und Stringer zu Teilschalen vernietet, die im Verbund mit den Spanten die Schalen bilden. Mehrere Schalen ergeben eine Sektion des Rumpfes, eine sog. "Tonne". Des Weiteren wurden in die Untersuchungen die zur Montage dieser Bauteile benötigten Verbindungselemente (im Wesentlichen Aluminium- bzw. Titannieten und Clips) einbezogen. Der gesamte Rumpf des Referenzflugzeuges hat inklusive Ausstattung und Ausrüstung eine Masse von 17.203 kg, wovon die Struktur mit 10.351 kg den Hauptanteil ausmacht (Tabelle 1).

Tabelle 1: Betrachtete Strukturbauteile des Referenzflugzeuges im Untersuchungsraum

Rumpf	kg	17.203
Rumpfstruktur	kg	10.351
Haut	kg	2.196
Stringer	kg	598
Spanten/Druckspanten	kg	1.399
Clips	kg	238
Nieten	kg	116
Summe für untersuchte Struktur	kg	4.547
Reststruktur	kg	5.804

Die Gesamtmasse der in diesem Projekt betrachteten Aluminium-Rumpfstruktur des Referenzflugzeuges von 4.547 kg ist nach unserer Analyse die Summe aus 2.196 kg Hautelementen, 598 kg Stringer, 1.399 kg Spanten, 238 kg Clips und 116 kg Nieten. Die Nieten bestehen zahlenmäßig zu rund 80 % aus Aluminium-Senknieeten. Die restlichen Nieten sind so genannte high locks, die überwiegend aus Titan hergestellt werden.

Die im Rahmen des Projektes vom DLR entwickelten Bauweisekonzepte (z. B. Gondelkonzept) für einen CFK-Rumpf bieten derzeit noch keine ausreichend gesicherte Datenbasis, um eine **Massenbilanz** für den *gesamten Rumpf* aufzustellen. Eine Abschätzung der Massenreduktion ist derzeit nur mit Hilfe von Modellannahmen möglich, bei denen der CFK-Rumpf wie der Aluminiumrumpf auch aus Haut, Stringer und Spanten besteht. Berechnungen zur Auslegung dieser Rumpfkomponten in CFK wurden vom DLR durchgeführt. Danach wird für die hypothetische CFK-Struktur in Bezug auf die Aluminiumstruktur eine mögliche Massenreduktion – gemittelt über alle betrachteten Bauteile – von maximal 27 % abgeschätzt.

Dem CFK-Rumpf wird eine **monolithische Struktur** zugrunde gelegt. Es wird **vereinfachend** angenommen, dass der CFK-Rumpf abweichend von der Struktur des Aluminiumrumpfes **aus drei integralen Teilschalen** gefertigt wird. Die Schalen werden nach dem Single-Line-Injection-Verfahren (SLI-Verfahren) hergestellt und entsprechend dem vom DLR konzipierten Lampassen-Konzept miteinander verbunden. Diese **Verbindungstechnik beruht auf CFK-Titan-Laschen und Titanbolzen mit Stahlmuttern** [35].

In der folgenden Tabelle sind die Massen der zu vergleichenden Aluminium- und CFK-Rumpfstrukturen gegenübergestellt.

Tabelle 2: Vergleich der zu bilanzierenden Aluminium- und CFK-Rumpfstrukturen

Komponenten		Al-Struktur	CFK-Struktur
Haut	kg	2.196	1.603
Stringer	kg	598	436
Spanten/Druckspanten	kg	1.399	1.021
<b>Verbindungstechnik</b>			
Clips/Laschen (Lampassen)	kg	238	118
Nieten/Bolzen/Schrauben	kg	116	145
<b>Summe</b>	<b>kg</b>	<b>4.547</b>	<b>3.323</b>

Der Masse von 4.547 kg für die Aluminiumbauteile stehen nach dieser Modellrechnung 3.323 kg beim CFK gegenüber. Darin enthalten sind auch die Titan/CFK-Laschen und Titanbolzen/Stahlmuttern für die Montage des CFK-Rumpfes, deren Masse nach den Auslegedaten des DLR auf 118 kg bzw. 145 kg abgeschätzt wird.

Zum Vergleich der Stoffströme der Aluminium- und CFK-Linie wurde die Input-Seite der einzelnen Prozessmodule weitestgehend bis hin zu den Rohstoffen und die Outputseite bis zu den Produkten, Abfällen, Abwasserinhaltsstoffen und Luftemissionen aufgeschlüsselt. Für die Stoffstromanalyse der jeweiligen Produktlinie wurden die von der Rohstoffgewinnung bis zum Endprodukt führenden Verfahrensschritte untersucht und zu einer modular auf-

gebauten Prozesskette verknüpft, in der sowohl einzelne Glieder detailliert betrachtet als auch zu größeren Abschnitten aggregiert werden konnten.

Die wichtigsten Herstellungsprozesse der für die Aluminiumrumpfstruktur und das CFK-Rumpfstrukturmodell benötigten Rohmaterialien und Halbzeuge sowie die wesentlichen Schritte der Bauteilfertigung und Montage werden im Folgenden kurz beschrieben.

## **4. Analyse der gesamten Herstellungslinie der Aluminium-Rumpfstruktur**

Die Materialien der eingangs erwähnten Bauteilgruppen für den konventionellen Strukturrumpf des Referenzflugzeuges bestehen zu über 90 % aus Aluminium. Der restliche Metallanteil entfällt auf die Legierungsbestandteile der Aluminiumlegierungen und auf Titan, das für die Herstellung hochfester Titanlegierungen benötigt wird, die in bestimmten Rumpfbereichen (z.B. Impactschutz im Bereich des Cockpits) hohe Belastbarkeit gewährleisten.

### **4.1 Rohstoffgewinnung**

#### **4.1.1 Herstellung von Aluminium**

Wichtigster Rohstoff für die Aluminiumerzeugung ist Bauxit, ein Mineral, welches Aluminium in Form von Aluminiumoxiden enthält. Der Aluminiumoxidgehalt des Bauxits beträgt je nach Lagerstätte 33-56 Massenprozent [25]. Mit Ausnahme einiger europäischer Vorkommen wird Bauxit im Tagebau gewonnen (ca. 95 %). Die Abtrennung des Aluminiums aus dem Bauxit erfolgt größtenteils nach dem Bayer-Verfahren und liefert Tonerde ( $Al_2O_3$ ) als Zwischenprodukt. Der wichtigste Prozessschritt des Bayer-Verfahrens besteht in dem nasschemischen Aufschluss des Bauxits mit Natronlauge, wobei eine weitgehende Extraktion der Tonerde aus dem Bauxit erzielt wird. Für eine Tonne Tonerde werden, bezogen auf den Bedarf der europäischen Aluminiumindustrie, ca. 2,2 t Bauxit benötigt. Die bei dem Prozess anfallende Aufschlussesuspension wird eingedickt und als sog. Rotschlamm deponiert. Je nach Herkunft bzw. Aluminiumgehalt des Bauxits fallen pro Tonne Tonerde zwischen 360 und 800 kg Rotschlamm (Trockenmasse) an. Aus der Tonerde wird in einem elektrolytischen Reduktionsprozess (Hall-Herault-Verfahren) Aluminium mit einem Reinheitsgrad von üblicherweise 99,7 % abgetrennt. Das flüssige Aluminium sammelt sich auf dem mit Kohlenstoff ausgekleideten, als Kathode dienenden Boden der Elektrolysezellen unter der vor Rückoxidation schützenden Kryolithschmelze. Als Anoden dienen aus Grünkoks und Pech hergestellte Kohleelektroden, die von oben in die Schmelze eintauchen und allmählich abbrennen.

Der Nachschub an Anodenmaterial erfolgt beim modernen Prebake-Verfahren durch Austausch der ausgebrannten Anoden durch neue Anoden aus der der Aluminiumhütte oft angegliederten Anodenbrennerei. Im älteren und energieaufwändigeren Söderberg-Verfahren erfolgt eine kontinuierliche Herstellung und Nachdosierung der Anodenstäbe durch eine über dem Ofen angebrachte Vorrichtung. Das flüssige Aluminium wird vom wannenförmigen Ofenboden abgesaugt und entweder in Form von Guss-Barren zwischengelagert oder im flüssigen Zustand weiterverarbeitet. Für die Aluminiumherstellung wurde die Datenbasis auf der Grundlage der Daten des aktuellen Environmental-Profile-Reports [10] der EAA erstellt.

### **4.1.2 Legierungsmetalle und Titan**

Zu den wichtigsten Legierungsmetallen für die im Referenzrumpf derzeit verwendeten Aluminiumlegierungen gehören Kupfer, Magnesium und Zink. Daneben ist die in Rumpfbereichen mit besonders hohen Stabilitätsanforderungen verwendete Titanlegierung TiAl6V4 zu nennen, die als Legierungsbestandteile Vanadium und Aluminium enthält. Für die mit der Herstellung der Legierungsmetalle, des Titans und der Titanhalbzeuge verbundenen Stoff- und Energieströme wurden ebenso wie für Aluminium vollständige, alle wichtigen Flüsse umfassende Bilanzen erstellt. Die Berücksichtigung der Legierungsmetalle erfüllte dabei nicht nur den im Rahmen dieser Studie erhobenen Anspruch auf weitgehende Vollständigkeit der Prozesskettendarstellung, sondern lieferte auch Informationen über prozessspezifische Extremata. Darunter fallen z.B. die großen Mengen an Abraum und Erzaufbereitungsrückständen, die bei der Gewinnung und Aufbereitung von zum Teil relativ kleinen Mengen an Legierungsmetallen und Titan anfallen.

Soweit möglich wurden für die Bilanzierungen Datensätze aus GaBi-Prozessmodulen des IKP verwendet, die auf den nach dem derzeitigen Stand der Technik ablaufenden Herstellungsprozessen beruhen. Für die Beschreibung der Herstellung der einzelnen Legierungsmetalle sowie von Titan sei auf die einschlägige Literatur [32] verwiesen.

## **4.2 Herstellung von Metallegierungen und Halbzeugen**

### **4.2.1 Aluminiumknetlegierungen**

Für die Herstellung von Aluminiumknetlegierungen wird Reinaluminium mit verschiedenen Metallen legiert. Dies kann in einem integrierten Verfahren erfolgen, bei dem das Reinaluminium aus der Elektrolyse in flüssigem Zustand legiert wird, oder in einem nicht integrierten Verfahren, bei dem das Reinaluminium zu Barren gegossen und zu einem späteren Zeitpunkt legiert wird. Bei der Herstellung von Aluminiumknetlegierungen wird zumeist letzteres Verfahren praktiziert, dabei werden die Aluminiumbarren von der Aluminiumhütte zu den weiterverarbeitenden Werken transportiert. Dort wird das Aluminium eingeschmolzen und die gewünschten Legierungsmetalle werden der Schmelze zugegeben. Die Legierungen können zu Walzbarren (sog. Masseln) oder Pressbolzen gegossen werden. Für den Flugzeugbau werden derzeit überwiegend hochfeste Aluminium-Kupfer und Aluminium-Zink-Magnesium-Legierungen verwendet. Abbildung 2 zeigt die Anteile der wichtigsten im Referenzrumpf verwendeten Metalle.

### **4.2.2 Halbzeugherstellung**

Die für die Strukturbauteile des Referenzrumpfes benötigten Halbzeuge werden überwiegend aus Walzblechen hergestellt. Des Weiteren dienen für ca. 20 % der im Referenzflugzeug verwendeten Stringer Extrusionsprofile als Halbzeuge, die im Strangpressverfahren extrudiert werden. Die für den Referenzrumpf verwendeten Aluminiumhalbzeuge werden größtenteils in einem als Ausscheidungshärtung bezeichneten Prozessschritt, der eine Erhöhung der Materialhärte bewirkt (vergleiche 4.4.1), vergütet.

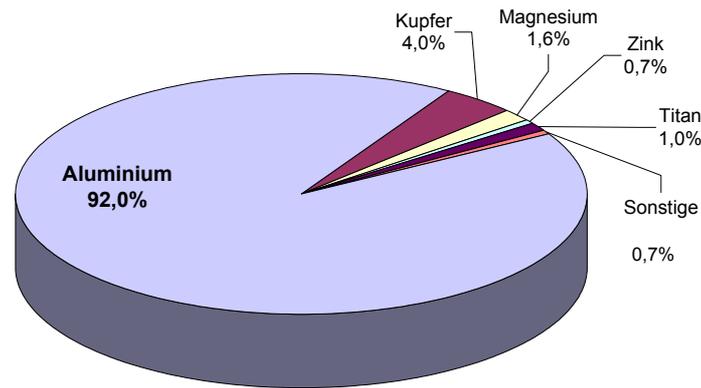


Abbildung 2: Prozentuale Verteilung der im Referenzrumpf verwendeten Metalle

Walzbleche von einigen Millimetern Stärke werden für die Rumpfhaut, die gezogenen Stringer und Spanten sowie für die Clips benötigt. Blechplatten mit bis zu mehreren Zentimetern Stärke dienen als Halbzeuge für die zu fräsenden Spanten. Aus den Walzblechen für die Beplankung werden bereits im Walzwerk Grobformen ausgesägt, die in etwa den Abmessungen der Bauteile des Referenzrumpfes entsprechen.

### 4.3 Herstellung und Montage von Rumpfkomponten

Die Herstellung der Rumpfbaueteile setzt sich aus verschiedenen Prozessen der Umformung (z.B. Walzen, Streckziehen, mechanisches und chemisches Fräsen, Profilieren, Bohren) und der Oberflächenbehandlung (Anodisieren, Lackieren) zusammen (Tabelle 3). Die einzelnen Schritte der Bauteilherstellung sind exemplarisch am Beispiel der Hautbauteile in Abbildung 3 dargestellt.

Tabelle 3: Wichtige Prozessabschnitte der Weiterverarbeitung der Halbzeuge zu den Strukturbauteilen des Referenzrumpfes (die Abschnitte unterteilen sich zumeist wiederum in einzelne Schritte)

	Prozessabschnitte
Haut	Zuschneiden, Lösungsglühen, Streckziehen, Walzen, Maskieren, chemisches Fräsen, Anodisieren, Lackieren
Spanten	Zuschnitt, Lösungsglühen, Profilieren Anodisieren, Lackieren
Frässpante	Fräsen, Anodisieren, Lackieren
Stringer	Zuschnitt, Lösungsglühen, Profilieren (Quer- und Längsprofil) Anodisieren, Lackieren

Die Montageschritte umfassen das Verbinden der Bauteile mit Aluminium- bzw. Titanieten und Clips zu so genannten Schalen und Tonnen sowie das Versiegeln von korrosionsgefährdeten Kontaktbereichen an Nietungen und zwischen Bauteilen.

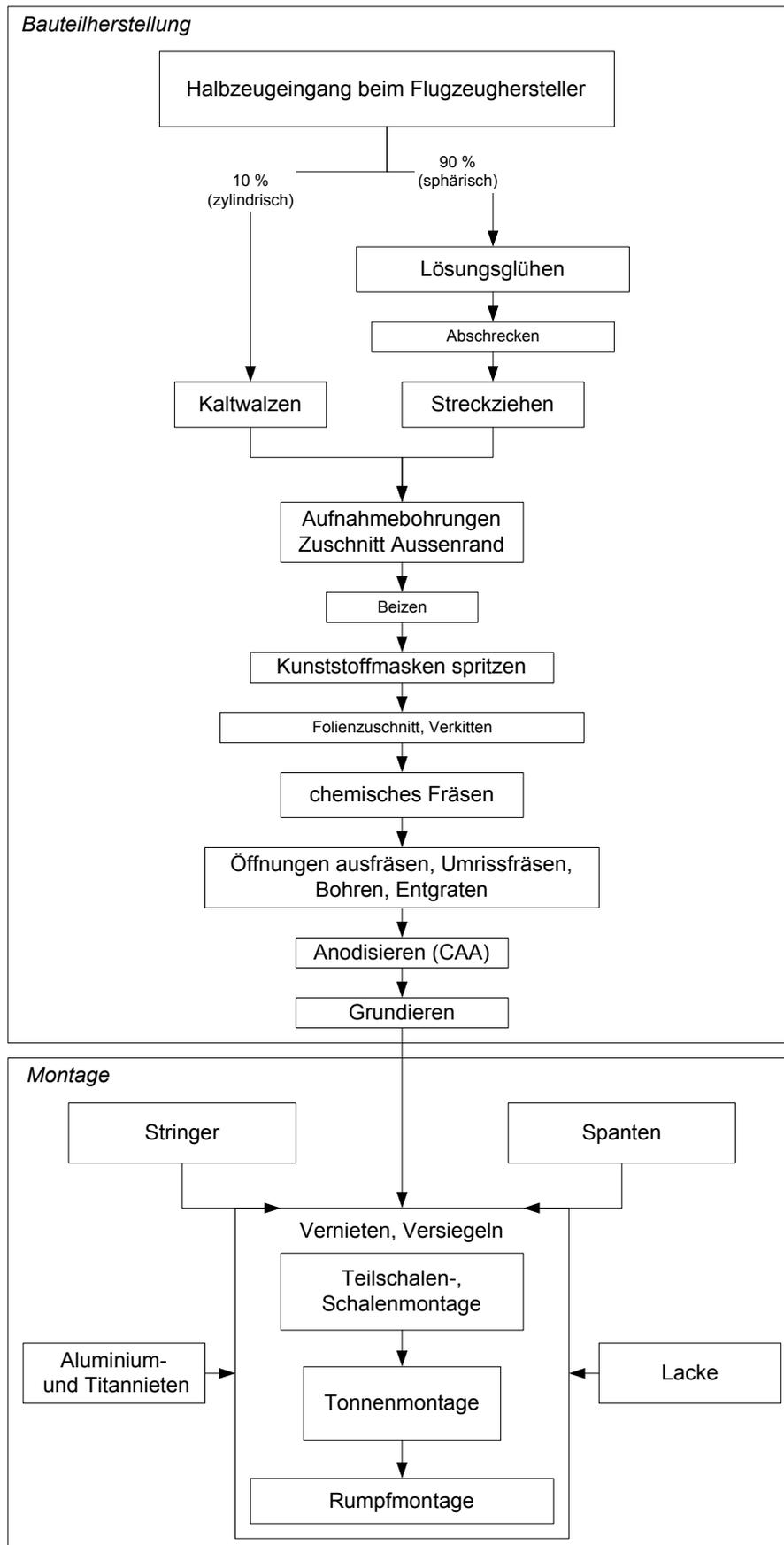


Abbildung 3: Vereinfachtes Fließschema der Fertigung (Beispiel Hautbauteile) und der Montage der Bauteilgruppen des Referenzrumpfes

## **4.4 Beschreibung besonders material- und energieintensiver Prozesse**

### **4.4.1 Lösungsglöhnen**

Das Lösungsglöhnen zum Zwecke der Ausscheidungshärtung wird zur Erhöhung der Festigkeit von Nichteisenmetallen, insbesondere von bestimmten Aluminiumlegierungen, eingesetzt. Ohne die Möglichkeit der Ausscheidungshärtung hätten die für den Flugzeugbau wichtigen Aluminiumknetlegierungen keine große Bedeutung als Konstruktionswerkstoff erlangt. Das Verfahren umfasst die Schritte des Glühens, Abschreckens und Auslagerns. Durch das Glühen bei ca. 480° C erfolgt eine Homogenisierung der Legierungsbestandteile und ein "Weichmachen" des Bauteils. Durch das anschließende Abschrecken (z. B. im Wasserbad) auf Raumtemperatur und die darauf folgende Auslagerung kristallisieren die Legierungsbestandteile wie z.B. Kupfer, Zink oder Magnesium in feinen Schichten aus und umhüllen dabei die Aluminiumbereiche, wodurch auf metallurgischer Ebene Verschiebungsvorgänge eingeschränkt werden und die Festigkeit der kristallinen Struktur erhöht wird. Unmittelbar nach dem Lösungsglöhnen sind die Bauteile für kurze Zeit gut umformbar und können verschiedenen Formgebungsprozessen, wie z.B. dem Streckziehen, unterworfen werden. Zum Lösungsglöhnen der Rumpfbauteile werden das Heißluftverfahren und das Salzbadverfahren eingesetzt. Im Salzbadverfahren werden die Bauteile in großen Tauchbädern in einer Salzschnmelze bei 495° C ca. 30 Minuten geglüht. Im Heißluftverfahren werden die Bauteile in einem Durchlaufofen bei ca. 480–500° C für 1 bis 1,5 Stunden geglüht. Beide Verfahren benötigen für die Wärmeerzeugung einen relativ hohen Energiebedarf. Er beträgt ca. 2,5 % des gesamten Energiebedarfs der Herstellung der Aluminiumrumpfstruktur. Im Salzbadverfahren fallen zudem durch die Verschleppung von Salzen beim Abschrecken der Bauteile mittels Wasserstrahlen salzhaltige Abwässer an, die der Abwasserreinigung zugeführt werden müssen.

### **4.4.2 Walzen, Form- und Streckziehen**

Der überwiegende Teil der im Referenzrumpf verwendeten Spanten und Stringer wird aus Blechstreifen hergestellt. Dazu werden die Blechstreifen in verschiedenen Walz- und Biegeschritten zu den jeweiligen Querschnittsprofilen umgeformt. Die Bleche für die Hautbauteile werden gewalzt oder streckgezogen. Im letzteren Fall wird das Blech in ein Werkzeug gespannt, das aus variablen Formelementen besteht, mit dem sich verschiedene sphärische Konturen herstellen lassen. Während des Streckziehvorgangs wird das Bauteil über diese Form gestreckt und gezogen. Das Streckziehen wird zumeist dann angewandt, wenn eine sphärische Verformung des Bauteils erforderlich ist. Auf diese Formgebungsprozesse entfallen ca. 4,7 % des Energiebedarfs der Aluminiumrumpfherstellung.

### **4.4.3 "Chemisches Fräsen"**

Die Hautbleche weisen nach der Flächenformgebung eine annähernd gleichmäßige Stärke auf, die für die erforderliche Stabilität aber zumeist nicht auf der ganzen Fläche benötigt wird. Zur Massenreduktion wird daher ein den Belastungsanforderungen des Hautblechs angemessenes Stärkenprofil erzeugt. Dazu wird in einem Tauchbad auf chemischem Weg Aluminium von definierten Bereichen der Blechoberfläche abgetragen. Die Bereiche, die nicht diesem als "chemisches Fräsen" bezeichneten Ätzprozess unterworfen werden sollen, werden zuvor mit einer Spritzfolie kaschiert. Der Prozess des chemischen Fräsens erfolgt in mehreren Durchgängen und unterteilt

sich in viele Einzelschritte. Bei der Fertigung der Bauteile für die Haut des Referenzrumpfes werden insgesamt ca. 1.200 kg Aluminium chemisch entfernt. Der Prozess erfordert erhebliche Mengen an Chemikalien. Die beim chemischen Fräsen anfallenden, aluminiumhaltigen Badrückstände können z. T. als Flockungshilfsmittel in der Abwasserbehandlung eingesetzt werden.

#### **4.4.4 Fräsen**

Die Schritte der Konturierung der vorgeformten Bauteile, insbesondere der Hautbleche, werden mit Hilfe von Randfräsen durchgeführt. Dazu gehört unter anderem das Umrissfräsen zum Zwecke der Randkonturierung oder -glättung sowie das Ausschneiden von Öffnungen für z.B. Fenster. Darüber hinaus erfolgt für einen Teil der Spanten der gesamte Formgebungsprozess aus dem Halbzeug durch Fräsen. Dazu wird in modernen Fräsanlagen das komplette Bauteil aus mehreren Zentimeter starken Aluminiumplatten von zwei zusammenarbeitenden CNC-Fräsmaschinen ausgefräst. Die Herstellung der Frässpanten erfordert dementsprechend den größten mit dem Fräsen verbundenen Material- und Energieverbrauch. Der Materialabtrag beträgt je nach Bauteilform zwischen 65 und 95 % der Masse des Halbzeuges. Insgesamt 6,5 % der für die Rumpferstellung erforderlichen Energie entfallen auf diesen Fräsprozess.

#### **4.4.5 Oberflächenbeschichtung**

Der Oberflächenbeschichtung geht die Anodisierung der Aluminiumoberfläche voraus, wobei in einem Elektrolysebad mittels Gleichstrom eine chromathaltige, sehr dünne, elastische und extrem korrosionsbeständige Aluminiumoxidschicht erzeugt wird. Diese Schicht dient nicht nur als Korrosionsschutz, sie stellt auch einen optimalen Haftgrund für Lacke dar. Es schließt sich die Beschichtung mit ebenfalls chromathaltigen Korrosionsschutzlacken an. Die Lackierung erfolgt sowohl maschinell (Bandspritzanlagen, Lackierroboter) als auch manuell. Ein großer Teil der in der gesamten Prozesskette der Bauteilherstellung und -verarbeitung anfallenden flüchtigen Kohlenwasserstoffe fallen durch den Einsatz von Lösungsmitteln bei der Lackierung an. Die Verwendung von Chromaten in den Korrosionsschutzlacken ist aus ökologischer Sicht bedenklich. Darüber hinaus erfordert die Herstellung der Chromate einen relativ hohen Energieaufwand.

### **5. Analyse der gesamten Herstellungslinie der CFK-Rumpfstruktur**

Grundlage der Analyse der CFK-Bauteilherstellung und der Verbindungstechnik für CFK-Rumpfsegmente sind, wie bereits einleitend erwähnt, Konzepte und Untersuchungsergebnisse des DLR. Die für die Schalen des Schwarzen Rumpfes vorgesehenen Carbonfasertextilien bestehen aus Schichten von Carbonfasergelegen (sog. Multiaxialgelegen). Die Carbonfasern werden aus Polyacrylnitril (PAN)-Fasern hergestellt. Bis zu 200.000 Carbonfasern werden zu Garnen (Rovings) gebündelt, aus denen die Carbonfasertextilien hergestellt werden [34].

Als Polymermatrix zur Einbettung der Carbonfasern wurde vom DLR im Rahmen des Projektes das Polyisocyanurat Blendur® ausgewählt, das sich aufgrund seiner Verarbeitungseigenschaften in den im Projekt favorisierten Harzinjektionsverfahren (z. B. SLI-Verfahren) als besonders geeignet erwiesen hat. Diese Harzinjektionsverfahren unterscheiden sich vom derzeit überwiegend zur Herstellung von CFK-Bauteilen eingesetzten Prepreg-

Verfahren im Wesentlichen dadurch, dass die Harzzugabe erst im Anschluss an die Formgebung des Bauteils aus dem Fasergelege erfolgt. Die ausgehärteten Bauteile – in diesem Fall die Rumpfschalen – werden anschließend für die Montage vorbereitet und mit Hilfe der Lampassen-Technologie zum Rumpf montiert.

Im Folgenden wird die Herstellung der Polyacrylnitrilfasern (PAN-Fasern), der Carbonfaser-Gelege, der Harze für die CFK-Herstellung und der CFK-Rumpfschalen im SLI-Verfahren kurz erläutert.

## 5.1 Herstellung der Ausgangsmaterialien

### 5.1.1 Polyacrylnitril-Faser (PAN-Faser)

Textile Polyacrylnitrilfasern (PAN) bestehen in der Regel aus einem Copolymer, das mindestens zu 85 Massenprozent polymerisiertes Acrylnitril (AC)  $\text{CH}_2=\text{CH}(\text{CN})$  enthält [7]. Wichtige Comonomere sind z. B. Methylacrylat, Vinylacetat, Styrol und Butadien. Als Beispiel für den Aufbau eines Copolymers mit Methylacrylat als Comonomer ist in Abbildung 4 ein kurzer Polymerkettenausschnitt des PAN dargestellt:

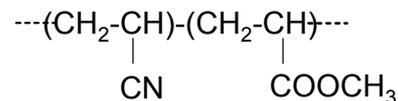


Abbildung 4: Kurzer Polymerkettenausschnitt des PAN

Acrylnitril wird technisch aus Propylen oder Propan und Ammoniak hergestellt [32]. Für die Herstellung der Polyacrylate werden unterschiedliche Polymerisationsverfahren eingesetzt. Verfahren der Lösungspolymerisation haben hierbei große Bedeutung, da hier PAN-haltige Lösungen anfallen, aus denen PAN direkt zu Fasern versponnen werden kann.

Die in der Bilanzierung verwendeten Datensätze zur Herstellung von PAN-Fasern berücksichtigen alle wichtigen Prozessstufen und Vorketten, beginnend bei der Gewinnung der Ressourcen. Sie beruhen auf Daten des IKP und Publikationen des Comité International de la Rayonne et des Fibres Synthétiques (CIRFS) [7].

### 5.1.2 Carbonfasern und Carbonfasergelege (CF)

Carbonfasern werden aus Fasern aus Polyacrylnitril (PAN), Celluloseacetat (Rayon) oder aus dem teerartigen Rückstand der Erdölraffination produziert. Diese Vorläufermaterialien werden pyrolytisch oder durch drastische Dehydratisierung zersetzt. Carbonfasern enthalten zu mindestens 92 % Kohlenstoff [32]. Für die Luftfahrt sind vor allem Carbonfasern auf der Basis von PAN-Fasern als Precursor-Verbindung relevant. Sie lassen sich in verschiedene Klassen entsprechend ihrer unterschiedlichen mechanischen Eigenschaften einteilen. Man unterscheidet z. B. zugfeste HT-(High Tension)-Fasern, hochmodulige HM-(High Modulus)-Fasern und IM-(Intermediate Modulus)-Fasern, die Eigenschaften zwischen den HT- und HM-Fasern haben [32], [34].

Im Rahmen des Projektes „Schwarzer Rumpf“ sind nur die hochfesten HT-Fasern von Interesse. Diese werden, wie in Abbildung 5 schematisch dargestellt, in einem zweistufigen Prozess hergestellt [34]:

1. **Oxidation:** Unter Luftoxidation werden die PAN-Fasern bei 200–300°C etwa eine Stunde behandelt. Ziel ist eine Überführung in eine unschmelzbare Form unter Streckung und Cyclisierung der Fasern.
2. **Karbonisierung:** In diesem Prozessschritt wird bei Temperaturen bis 1.500°C unter Schutzgasatmosphäre (z. B. N<sub>2</sub>) der oxidierte Precursor in Carbonfasern umgewandelt. Dabei kommt es zu thermischen Abbaureaktionen und zu einer Abspaltung von Verbindungen wie z. B. N<sub>2</sub>, HCN, NO<sub>2</sub>, CO<sub>2</sub>, H<sub>2</sub> und H<sub>2</sub>O. Die Abbaurrate in den Prozessen Stabilisierung und Karbonisierung ist relativ hoch: Es werden etwa 2 kg PAN benötigt, um 1 kg Carbonfasern herzustellen.

Die Vorgänge sind schematisch in Abbildung 6 dargestellt.

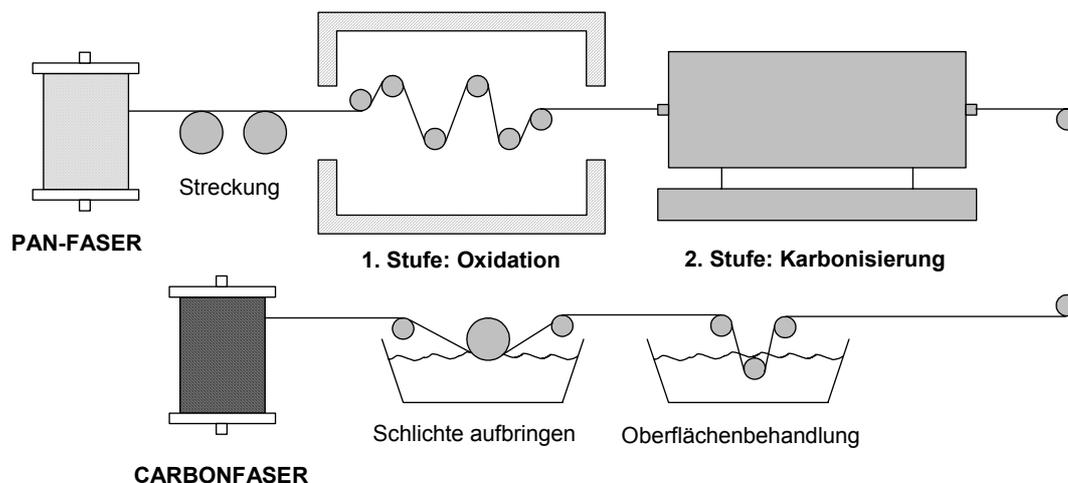


Abbildung 5: Schematischer Ablauf der Herstellung von Carbonfasern aus PAN.

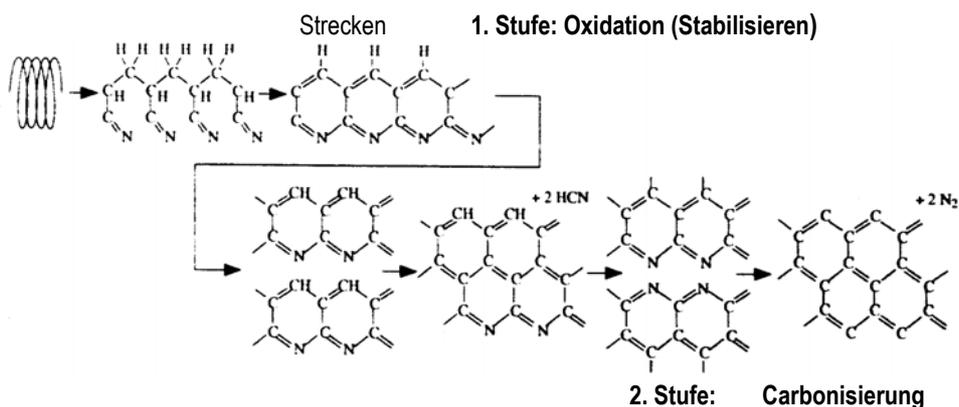


Abbildung 6: Molekulare Vorgänge während der Oxidation und Carbonisierung: Streckung, Cyclisierung und Anellierung der Faserbestandteile [31]

Der Vollständigkeit halber soll auch noch die Herstellung von Hochmodul-(HM)-Fasern aufgeführt werden, die nach Durchlaufen einer dritten Stufe, der **Graphitisierung**, erhalten werden können. Hierbei werden die Fasern unter N<sub>2</sub>- oder Argon-Atmosphäre Temperaturen bis 3.000°C ausgesetzt (15–20 s).

Die so hergestellten HT- und HM- Fasern werden einer (**oxidativen**) **Oberflächenbehandlung** unterzogen, um eine bessere Adhäsion zwischen Faser und Polymer-Matrix zu erhalten. Nach dieser Behandlung erfolgt noch eine **Beschichtung der Fasern** (Schlichte), um sie vor Beschädigungen bei der weiteren Verarbeitung zu schützen. Die Prozessabgase der einzelnen Stufen, welche die Abbauprodukte enthalten, müssen einer Abgasreinigung (z. B. Gaswäsche mit einer nachgeschalteten Abwasserbehandlung und Verbrennung) zugeführt werden.

Die einzelnen Faserfilamente werden zu **Garnen** (sog. **Rovings**) unterschiedlicher Stärke weiterverarbeitet. Für die in der Luftfahrt eingesetzten Garne werden bis zu 24.000 Carbonfasern gebündelt [34]. Mit diesen können textile Halbzeuge (Gelege, Gewebe, Matten, etc.) hergestellt werden, die bei der Herstellung von Faserverbundbauteilen immer mehr an Bedeutung gewinnen. Textile Halbzeuge erweitern die Gestaltungsmöglichkeiten von Faserverbundbauteilen und ermöglichen die Realisierung von 2d- und 3d-faserverstärkten Strukturen. Die Vielfalt an textilen Verfahren ermöglicht die Realisierung von Halbzeugen und **Preformlingen (Preforms)** mit einem breiten Spektrum an Verarbeitungseigenschaften [28]. Hierbei werden die umfangreichen Erfahrungen, die seitens der Textilindustrie in der maschinellen Verarbeitung von Textilfasern bestehen, genutzt.

Bei der Faserausrichtung wird zwischen unidirektionalen (**UD**)-**Gelegen und Multiaxialgelegen** unterschieden. UD-Gelege besteht aus Bändern parallel angeordneter Garne, die durch quer angebrachte Klebevliese oder Fäden fixiert werden. Multiaxialgelege bestehen aus mehreren Lagen unidirektionaler Fasern, die in unterschiedlichen Richtungen - üblicherweise  $\pm 45^\circ$ ,  $90^\circ$  und  $0^\circ$  - angeordnet und miteinander vernäht werden. Die Vernähtung erfolgt in der Regel mit einem Polyesterfaden. Es können aber auch höherwertige Nähmaterialien wie z. B. Aramidfasern verwendet werden. Auf diese Weise können die mechanischen Eigenschaften des Verbundwerkstoffs genau definiert und auf das jeweilige CFK-Bauteil abgestimmt werden.

Die bei den Untersuchungen zur Herstellung von Multiaxialgelegen aus Carbonfasern genutzten Energiedaten wurden von der Fa. Saertex zur Verfügung gestellt.

### 5.1.3 Harz-System

Als Polymermatrix zur Einbettung der Carbonfasern wurde im Rahmen des Projektes vom DLR das Polyisocyanurat Blendur® von Bayer ausgewählt, das zu 80 % aus Diphenylmethandiisocyanat (MDI) und zu 20 % aus Epoxidharz auf der Basis Bisphenol A besteht. Blendur erwies sich aufgrund der Verarbeitungseigenschaften im Single-Line-Injection-Verfahren (SLI) als besonders geeignet. Da ein eigenständiger Datensatz für Blendur® für die Bilanzierung nicht zur Verfügung stand, wurden in Absprache mit der Fa. Bayer die einzelnen Komponenten MDI und Epoxidharz getrennt bilanziert und entsprechend ihrer Anteile im Blendur® verrechnet.

#### **Diphenylmethandiisocyanat (MDI)**

Diphenylmethandiisocyanat (MDI) gehört zu den Diisocyanaten und ist ein wichtiges Vorprodukt zur Polyurethan-Herstellung. Diisocyanate sind die Ester der Isocyansäure mit der allgemeinen Struktur  $O=C=N-R-N=C=O$  (Abbildung 7).

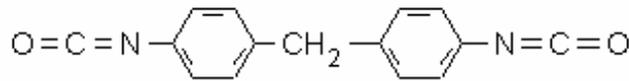


Abbildung 7: Schematische Darstellung der Struktur der Diisocyanate

Sie werden nach verschiedenen Verfahren hergestellt, z. B. durch die Umsetzung entsprechender Aminverbindungen mit Phosgen. Ausgangsstoffe hierfür sind Benzol, Salpetersäure, Schwefelsäure, Wasserstoff und Formaldehyd. Die Herstellung von MDI erfolgt über mehrere Prozessstufen, ausgehend von Benzol verläuft die Synthese über die Zwischenprodukte Mononitrobenzol, Anilin und Methylendiphenyldiamin (MDA). In einem abschließenden Prozess wird durch Umsetzung von MDA mit Phosgen MDI erhalten. Für die Bilanzierung wurden Daten des IKP verwendet.

### **Epoxid-Harz (EP)**

Etwa 85 % der Epoxidharzproduktion erfolgt durch Umsetzung von Bisphenol A mit Epichlorhydrin. Die dabei entstehenden Produkte haben folgende Struktur (Abbildung 8):

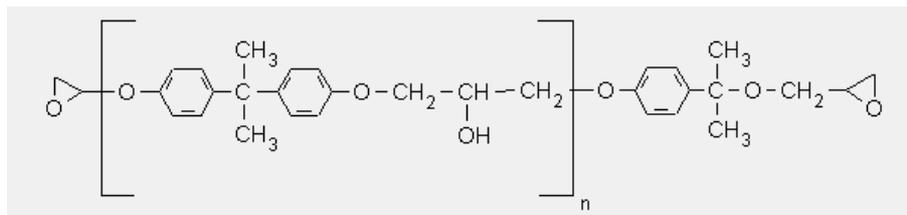


Abbildung 8: Schematische Darstellung der Struktur der Epoxidharze

Das Ausgangsprodukt Bisphenol A wird technisch aus Toluol, Phenol und Aceton hergestellt. Die Synthese von Epichlorhydrin erfolgt aus Allylchlorid, Chlor und Calciumhydroxid. Für die Bilanzierung wurde auch hier ein Datensatz des IKP verwendet.

## **5.2 Herstellung der CFK-Bauteile im SLI-Verfahren**

Die vom DLR im Rahmen des Projektes für die CFK-Bauteilfertigung favorisierten Harzinfusions-Verfahren und Preformtechniken sollen eine kostengünstige, seriengerechte und qualitätsgesicherte Fertigung ermöglichen. Von großem Interesse sind hierbei insbesondere zwei Verfahren: Vom DLR Stuttgart stammt das VARI-Verfahren [15] und vom DLR Braunschweig wurde das SLI-Verfahren [13], [14], [29] entwickelt. Diese beiden Verfahren unterscheiden sich vom derzeit überwiegend zur Herstellung von CFK Bauteilen eingesetzten Prepreg-Verfahren im Wesentlichen dadurch, dass die Harzzugabe erst im Anschluss an die Formgebung des Bauteils aus dem Fasergelege erfolgt.

Beim Single-Line-Injektion-(SLI)-Verfahren handelt es sich um eine Kombination des Resin-Transfer-Moulding -(RTM)-Verfahrens mit einigen Elementen der Prepreg-Technologie. Dabei wird das trockene Fasermaterial (z. B. Multiaxialgewebe) in das Werkzeug<sup>1</sup> eingepasst und mit einer Folie vakuumdicht versiegelt.

Dieser so genannte Preformling wird so präpariert, dass das Harz injiziert werden kann, nachdem er samt Werkzeug in einen Autoklaven überführt worden ist. Der Druck des injizierten Harzes wird durch den Gasdruck im Autoklaven soweit kompensiert, dass Harz in die Faserzwischenräume einströmen kann, ohne die Folie vom Bauteil zu heben ("differential pressure"). Nach Abschluss der Harzinjektion wird die Temperatur im Autoklaven auf ca. 180°C erhöht und die Aushärtung des Bauteils beginnt. Da wie im Prepreg-Verfahren für die Aushärtung der Bauteile der Autoklavenprozess verwendet wird, konnten für die Analyse dieses Verfahrensschrittes Prozessdaten des für die Produktion des CFK-Seitenleitwerks des Referenzflugzeuges verwendeten Autoklaven verwendet werden.

Für die durchgeführten Bilanzierungen, die sich auf das SLI-Verfahren beziehen, wurden Untersuchungsergebnisse des DLR Braunschweig für die Anwendung des Harzinjektionsverfahrens verwendet. Bei der Herstellung der Preformlinge werden auch die spezifischen Verbräuche an Hilfschemikalien, Vakuumfolien (Polyamid), Abreißfolien (Polyamid), Fließhilfen (Glasfaserfließ) und Dichtungsmittel (Synthesekautschuk) berücksichtigt.

Für die Bilanzierung wurden Prozessmodule erzeugt, die auf der Input-Seite alle Energien, Stoffeinträge und Hilfschemikalienverbräuche erfassen und auf der Outputseite die Stoffströme bis zu den anfallenden Abfällen und Emissionen aufschlüsseln. Auf diese Weise konnte eine vollständige, modular aufgebaute Prozesskette in dem Software-Tool GaBi erstellt werden.

In Abbildung 9 ist als Beispiel der modular aufgebaute Prozessplan für die Verbindung der CFK-Schalen mit Hilfe der Titan-CFK-Laschen und Titanbolzen/Stahlmuttern dargestellt. Das Modul-Ikon „CFK-Herstellung“ repräsentiert den untergeordneten Prozessplan für das SLI-Verfahren (Lupe 1 in Abbildung 9). Dieser ist zur besseren Übersicht in Abbildung 10 dargestellt. Außer untergeordneten Prozessplänen können Modul-Ikonen natürlich auch einzelne Prozesse (Lupe 2) darstellen: In diesem Fall besteht das Modul aus einem stoff- und energierelevanten In- und Output-Datensatz.

Im folgenden Kapitel werden die Stoffbilanzen ausgewertet und miteinander verglichen.

---

<sup>1</sup> Als Werkzeug wird in diesem Fall die für die Aufnahme des Bauteils vorgesehene Form mit Zubehör bezeichnet.



## 6. Stoff- und Energiebilanzen

### 6.1 Berücksichtigung von Produktionsabfällen

Die betrachtete Aluminiumrumpfstruktur weist aufgrund von Angaben des Herstellers und nach unseren Abschätzungen eine Masse von 4.547 kg auf. Für die Herstellung dieser Rumpfstruktur werden 12.600 kg Aluminiumknetlegierungen verarbeitet, wovon schon bei der Blechherstellung im Walzwerk 3.438 kg als Primärrecyclat anfallen (s. Abbildung 11). Dieses wird sortenrein wieder aufgeschmolzen und zu neuen Blechen verarbeitet. In die Bilanz geht daher die Herstellung dieser Aluminiummenge nicht ein, es wird lediglich die für das Aufschmelzen dieses Primärrecyclats benötigte Energie berücksichtigt. Beim Flugzeughersteller fallen bei der Verarbeitung der Aluminiumhalbzeuge 4.670 kg in Form unterschiedlicher Metallabfälle (bedingt durch Fräsen, Zuschneiden, Kanten glätten etc.) und aluminiumhaltige Badlösungen an. Die Legierungsgemische können z. T. nicht sortenrein gesammelt werden. In der Bilanz wird die Herstellung dieser Aluminiummengen berücksichtigt.

Bei der Herstellung von CFK-Bauteilen fallen Verschnitt- und Fräsabfälle bei der Preformherstellung aus Gelegen, bei der Herstellung der Verbindungslaschen aus Ti/CFK-Laminat und beim Endfinishing der Rumpfschalen an. Die Bilanz endet mit der Ausweisung der entsprechenden Abfälle: Bei der Annahme eines Verschnittanfalls von 10% für die Preformlinge betragen die Gelegeabfälle 208 kg. Für die Herstellung der Verbindungslaschen und für das Endfinishing der Rumpfschalen können auf der Basis von Angaben des DLR ca. 86 kg Fräsabfälle angenommen werden.

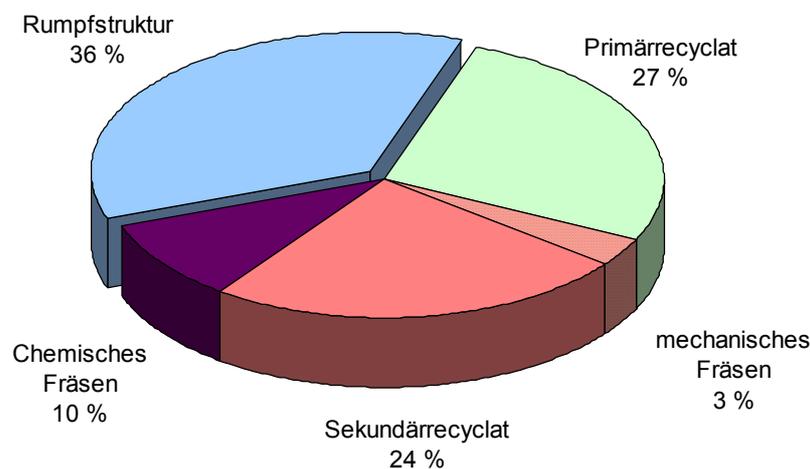


Abbildung 11: Abschätzung des Aluminiumverbrauchs für die Referenzrumpfstruktur

### 6.2 Vergleichende Bilanzierung

Wie bereits beschrieben, wurden mit Hilfe der Bilanzierungssoftware GaBi die Input- und Outputströme aller Prozessschritte erfasst, miteinander verknüpft und auf die für die Herstellung des Endprodukts - die Aluminium- bzw. CFK-Rumpfstruktur – benötigte Materialmenge normiert.

Auf der Inputseite wurden dabei für jeden Prozessschritt nicht regenerierbare stoffliche Ressourcen (im Wesentlichen Erze und taubes Gestein), regenerierbare stoffliche Ressourcen (im Wesentlichen Wasser), energetische Ressourcen (Kohle, Öl und Gas) und die so genannten Wertgüter – das sind in vorhergehenden Prozessschritten hergestellte Zwischenprodukte – mengenmäßig (Einheit kg) erfasst. Darüber hinaus liegen für jeden Prozessschritt Angaben über den Energieverbrauch (Einheit MJ), aufgeschlüsselt nach einzelnen Energieträgern, vor.

Die Outputseite enthält für jeden Prozessschritt Angaben zur Menge des jeweils hergestellten Produkts (Zwischenprodukts) – dieser Wert ist dann wieder Input für den nächsten Prozessschritt –, Angaben zur Emission an Luftschadstoffen (Schwermetalle, organische Schadstoffe, anorganische Schadstoffe wie CO<sub>2</sub>, NO<sub>x</sub>, CO, etc.), Angaben zur Abgas-, Abluft- und Abwärmemenge, Angaben zu Emissionen in Wasser und Angaben zu so genannten Ablagerungsgütern. Hierzu gehören u.a. Siedlungsabfälle, Haldengüter sowie Sonderabfälle. Im Folgenden werden einige ausgewählte Ergebnisse dieser Bilanzierungen vorgestellt. Die Höhe der jeweiligen Balken in den folgenden Diagrammen gibt dabei den Wert für die gesamte Rumpfstruktur (Aluminium bzw. CFK) wieder. Die Balkensegmente enthalten:

- **Beiträge durch die Herstellung der Strukturausgangsmaterialien;** dies sind die Aluminiumknetlegierungen für Haut, Stringer und Spanten beim Aluminium-Rumpf und das Carbonfasergelege beim CFK-Rumpf. Beiträge vom Titan, das beim Aluminium-Rumpf für Stringer und Spanten benötigt wird, sind extra aufgeführt. Auf der CFK-Seite ist das Harzsystem getrennt dargestellt.
- **Beiträge durch die Fertigungsschritte;** dies sind auf der Aluminiumseite beispielsweise das Fräsen von Spanten, das Lösungsglühen, der Ätzprozess; auf der CFK-Seite beinhaltet dieser Schritt die Herstellung von CFK mit dem SLI-Verfahren und besteht damit im Wesentlichen aus dem Autoklavenprozess.
- **Beiträge der Verbindungstechnik;** hierzu gehören beim Aluminium-Rumpf die Nieten, die Clips, das Bohren von Nietlöchern und das Setzen der Nieten. Beim CFK sind dies die Herstellung der Titan-CFK-Laschen (einschließlich der dafür erforderlichen Materialien) sowie das Anbringen der Laschen.
- **Beiträge der Lackierung;** hierzu gehören neben dem Korrosionsschutz und der abschließenden Lackierung auch alle vorbereitenden Schritte, wie beispielsweise das Chromsäureanodisieren beim Aluminium-Rumpf.

Abbildung 12 zeigt einen Vergleich des Primärenergieverbrauchs für die Herstellung einer Rumpfstruktur aus Aluminium und CFK.

Der Primärenergieverbrauch für die Herstellung des Aluminium-Rumpfes beträgt nach den Rechnungen ca. 2,3 Mio. MJ, für den CFK-Rumpf ist er geringfügig kleiner und liegt bei 2,1 Mio. MJ. Berücksichtigt man die Unsicherheiten und Schwankungsbereiche in den Berechnungen, so kommt man zu der Aussage, dass **der Primärenergiebedarf in beiden Fällen etwa gleich groß ist**. Der größte Beitrag kommt in beiden Fällen von der Herstellung der Ausgangsmaterialien (Aluminiumlegierungen bzw. CF-Gelege). Zu erwähnen ist hierbei jedoch, dass die Aluminiumlegierungen des Aluminium-Rumpfes stoffliche Ressourcen darstellen. Der CFK-Rumpf besteht überwiegend aus Materialien, die aus energetischen Ressourcen hergestellt werden (Erdöl und insbesondere Erdgas), und besitzt damit selbst einen Energiegehalt (Feedstockenergie). Bei der **Fertigung** des Aluminium-Rumpfes kommen die größten Beiträge zum Primärenergieverbrauch vom Fräsen der Spanten und vom Ätzprozess. Beim CFK-Rumpf bestimmt der für das SLI- bzw. DP-RTM-Verfahren benötigte Autoklavenprozess den Energieverbrauch. Der für dieses Verfahren aufgrund des Differentialdrucks notwendige Autoklav muss bei den

konventionellen thermischen Aushärtungsverfahren mit aufgeheizt werden, wobei nur ein Bruchteil der eingesetzten Energie für die eigentliche Aushärtung der Bauteile genutzt wird. Außerdem ist der Energieverbrauch zur Stickstoffherstellung von Bedeutung. Stickstoff wird in großen Mengen als Schutzgas im konventionellen Autoklaven benötigt.

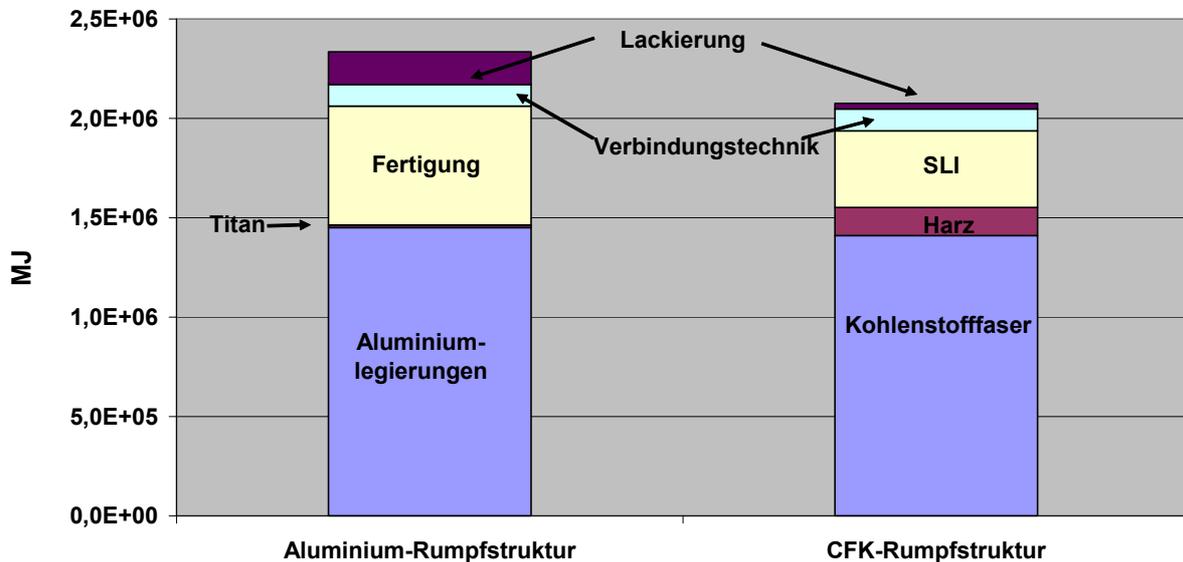


Abbildung 12: Primärenergieverbrauch verbunden mit der Herstellung einer Aluminium- bzw. CFK-Rumpfstruktur

Während für die Herstellung des CFK-Rumpfes etwa 10% weniger an Primärenergie benötigt werden als für die Herstellung des Aluminium-Rumpfes, liegt der Unterschied beim klimarelevanten Gas  $\text{CO}_2$  (s. Abbildung 13) bei etwa 25 % (Emission von 146.000 kg beim Aluminium-Rumpf und von 109.000 kg beim CFK-Rumpf). Dieser im Vergleich zum Energieverbrauch größere Unterschied ist darauf zurückzuführen, dass, wie bereits erwähnt, ein Teil der Energieträger als Feedstock im Produkt gespeichert vorliegt und damit nicht emissionsrelevant ist. Ein anderer Grund liegt im unterschiedlichen Energieträgermix: Für die CFK-Herstellung wird der Energieträgermix Deutschland mit einem relativ hohen Kernenergieanteil zugrunde gelegt. Der Energieträgermix für die Aluminiumherstellung wurde dem EAA-Datensatz entnommen und enthält einen im Vergleich dazu geringeren Kernenergieanteil und damit einen höheren Anteil an  $\text{CO}_2$ -emissionsrelevanten fossilen Energieträgern.

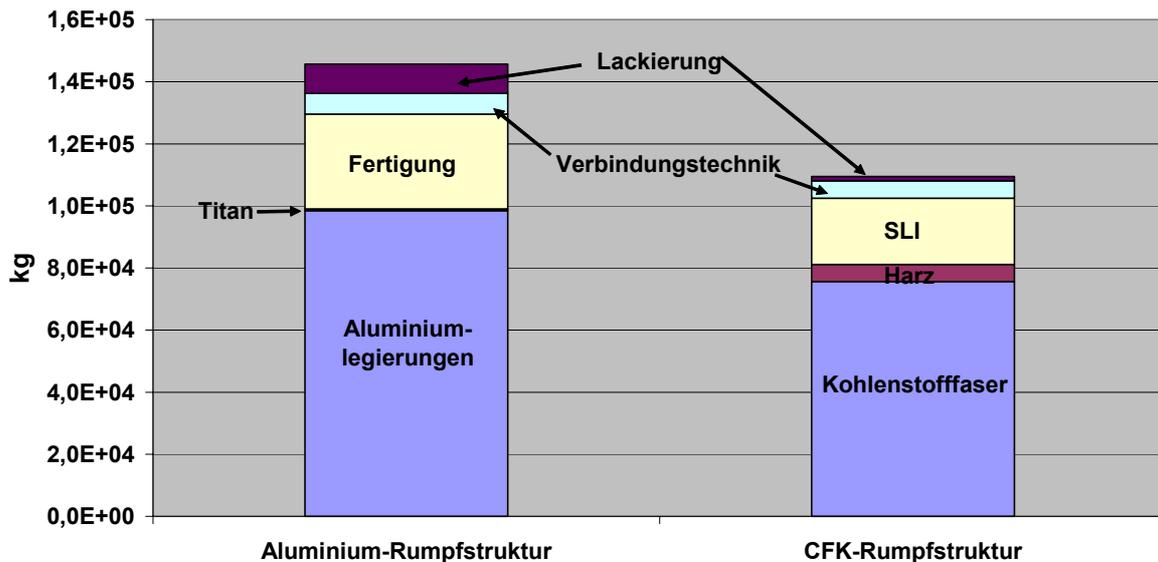


Abbildung 13: CO<sub>2</sub>-Emissionen verbunden mit der Herstellung einer Aluminium- bzw. CFK-Rumpfstruktur

Abbildung 14 zeigt einen Vergleich der NMVOC-Emissionen. In diesem Fall kommt der größte Beitrag von der Lackierung. Für den Rumpf aus Aluminium werden hierfür ca. 105 kg abgeschätzt, für den Rumpf aus CFK etwa 90 kg. Der um etwa 10 % geringere Wert für den CFK-Rumpf ist darauf zurückzuführen, dass bei der Grundierung der CFK-Oberflächen der Primer in geringeren Schichtstärken aufgetragen werden kann als bei Aluminiumoberflächen. Da bei CFK keine chromathaltigen Grundlacke benötigt werden, kann zudem auf eine zweite Grundierung mit einem speziellen Schutzlack verzichtet werden, die bei Aluminium erforderlich ist, um das Auswaschen der Chromate aus dem Primer zu verhindern.

Bei der Herstellung des Aluminium-Rumpfes fallen ca. 70.000 kg an Erzaufbereitungsrückständen an (siehe Abbildung 15). Der größte Beitrag (ca. 36.000 kg) entsteht dabei bei der Herstellung der Aluminiumknetlegierungen und ist auf die Gewinnung des Legierungsmetalls Kupfer zurückzuführen. Auf die Verbindungstechnik entfallen ca. 19.000 kg. Hier kommt der größte Beitrag (ca. 17.600 kg) vom Titan.

Mit der Herstellung des CFK-Rumpfes sind ca. 50.000 kg an Erzaufbereitungsrückständen verbunden. Etwa 41.000 t stammen hier von der Verbindungstechnik und hier wiederum nahezu ausschließlich vom Titan, das für die Herstellung der Laschen verwendet wird.

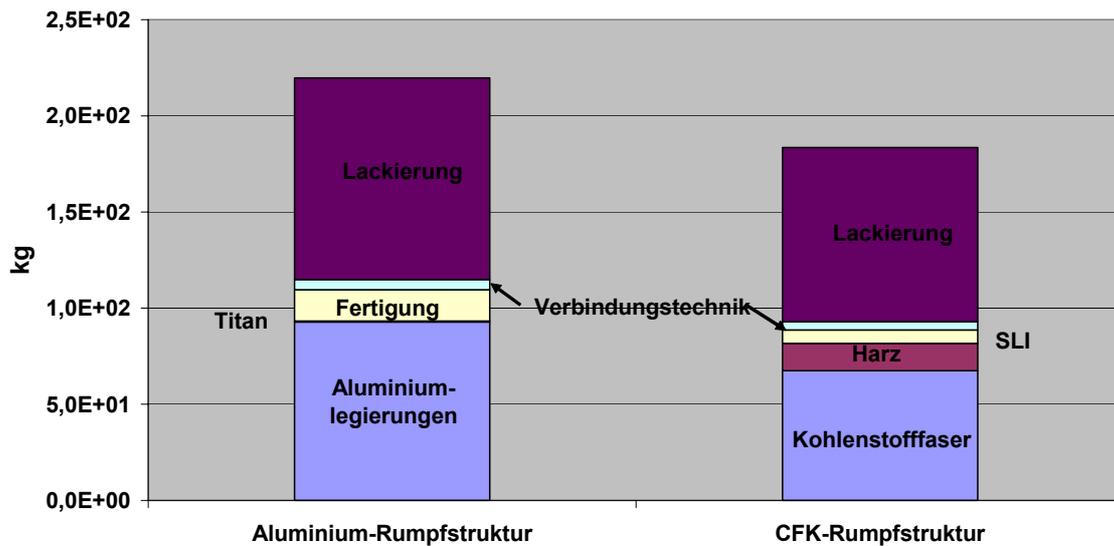


Abbildung 14: NMVOC-Emissionen verbunden mit der Herstellung einer Aluminium- bzw. CFK-Rumpfstruktur

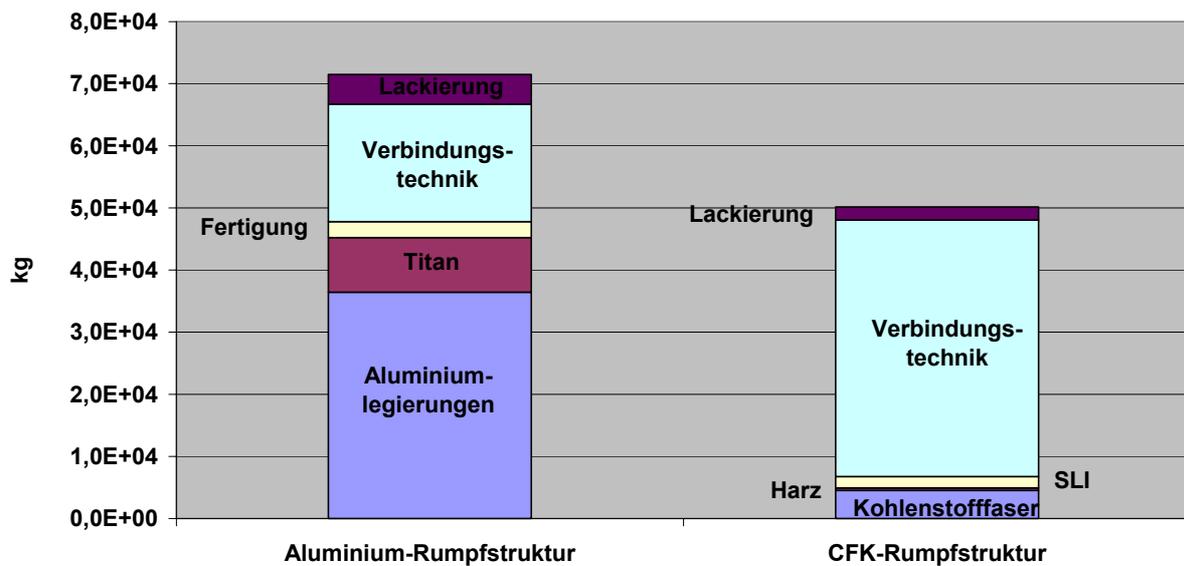


Abbildung 15: Erzaufbereitungsrückstände verbunden mit der Herstellung einer Aluminium- bzw. CFK-Rumpfstruktur

In Abbildung 16 ist der Verbrauch an nicht regenerierbaren stofflichen Ressourcen (ohne energetische Ressourcen) dargestellt, der mit der Herstellung einer Rumpfstruktur aus Aluminium bzw. aus CFK verbunden ist. Hier treten deutliche Unterschiede auf: während für die Herstellung einer Rumpfstruktur aus Aluminium ca. 150.000 kg an stofflichen Ressourcen erforderlich sind – das entspricht 33 kg an Ressourcen pro kg Endprodukt – sind dies für den CFK-Rumpf 50.000 kg, das entspricht einem Drittel des Wertes für den Aluminium-Rumpf. Für den CFK-Rumpf ergeben sich daraus ca. 15 kg Ressourcenverbrauch pro kg Endprodukt.

Wie aus Abbildung 17 ersichtlich, kommt beim Aluminium-Rumpf der größte Beitrag vom Kupfererz. Weitere nennenswerte Beiträge kommen vom Bauxit und vom Titanerz. Beim CFK-Rumpf kommen 87 % der Beiträge vom Titanerz, dem Ausgangsmaterial für die Laschen und Bolzen für die Verbindungstechnik.

Da der Verbrauch an Primärenergieträgern in beiden Fällen etwa gleich ist, liegt der Verbrauch an energetischen Ressourcen (in Masseneinheiten) auch in der gleichen Größenordnung. Auf eine Darstellung kann daher verzichtet werden.

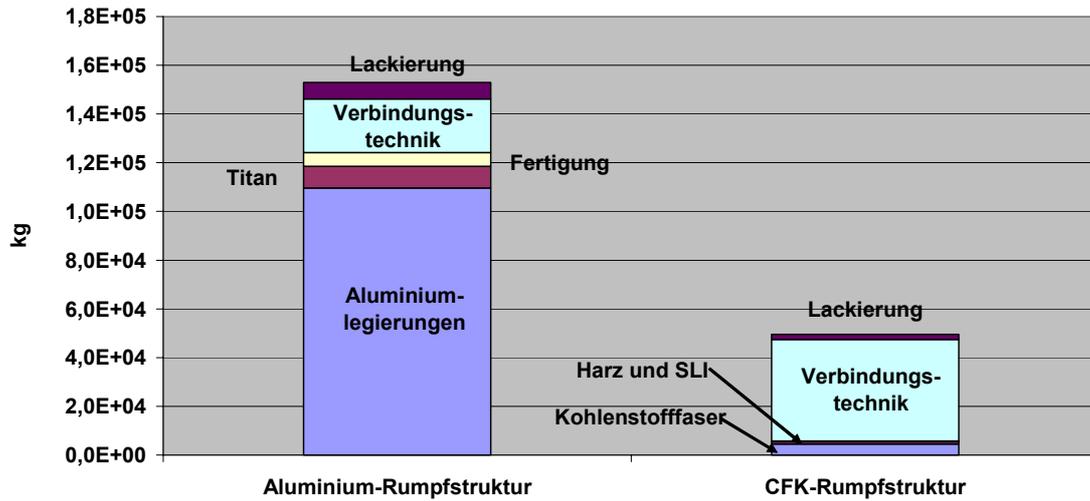


Abbildung 16: Stoffliche Ressourcen (ohne Energieträger) verbunden mit der Herstellung einer Aluminium- bzw. CFK-Rumpfstruktur

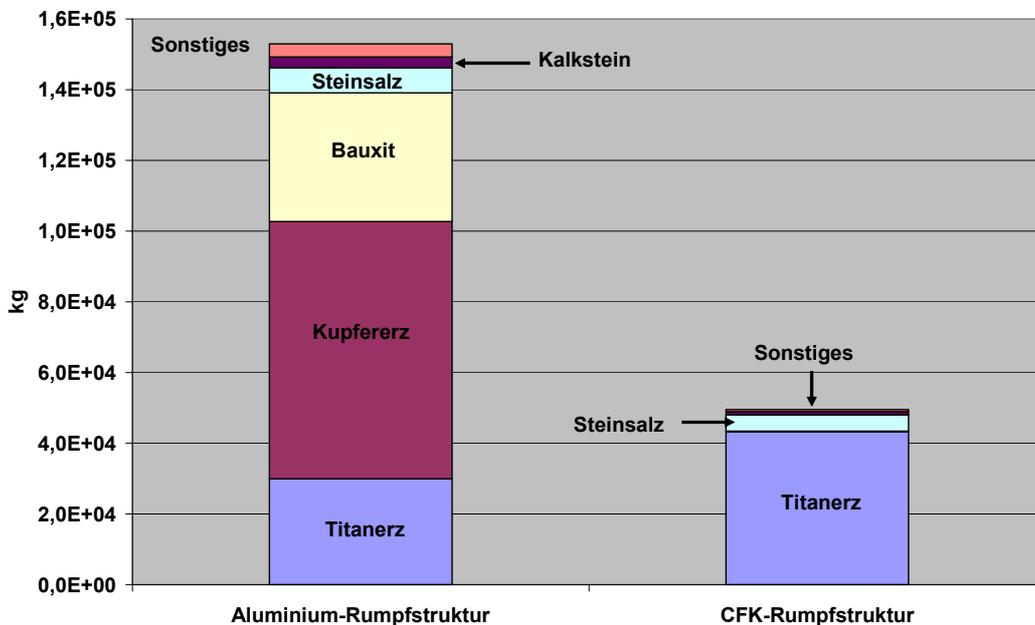


Abbildung 17: Aufschlüsselung der stofflichen Ressourcen (ohne Energieträger) für die Herstellung einer Rumpfstruktur aus Aluminium bzw. CFK

### 6.3 Empfehlungen und Schlussfolgerungen

Mit Hilfe der durchgeführten Rechnungen lassen sich die Prozessschritte identifizieren, die besonders energieintensiv sind bzw. einen besonders hohen Ressourcenverbrauch aufweisen. Daraus lassen sich Empfehlungen und Verbesserungsvorschläge in Bezug auf eine nachhaltigere Ressourcennutzung und Emissionsminderungen ableiten. Für Aluminium liegen Einsparpotenziale bei folgenden Prozessschritten:

- Das Fräsen von Spanten ist energieintensiv, und es entstehen dabei große Mengen an Abfällen (Sekundäraluminium). Eine Verbesserung könnte hier möglicherweise die Aluminium-Gusstechnologie liefern.
- Die Verbindungstechnik erfordert eine große Anzahl von Nieten und ist daher sehr arbeitsintensiv. Eine Verbesserung könnte hier das Laserschweißen liefern. Das Laserschweißen, das bereits bei der Produktion des A318 eingesetzt wird, bietet neben der Materialeinsparung weitere Vorteile, wie geringere Produktionskosten, weniger Fertigungsschritte, eine Massenreduktion sowie ein verbessertes Korrosionsverhalten an den Verbindungsstellen [37].
- Beim Lackieren ist der vorbereitende Schritt des Chromsäureanodisierens ein sehr energieintensiver Prozess. Ferner erfordert der Einsatz umweltgefährdender Substanzen ( $\text{Cr}^{6+}$ ) eine aufwändige Altbadentsorgung und Abwasseraufbereitung.

Für den CFK-Rumpf ergeben sich folgende Einsparpotenziale:

- Nach Auskunft von Tenax-Fibers dürften neue Anlagen zur Herstellung der Kohlenstofffasern ein Energieeinsparpotenzial von etwa 10% gegenüber herkömmlichen Anlagen liefern. Ein weiteres Einsparpotenzial dürften Anlagen mit größeren Kapazitäten liefern.
- Obwohl bei den Rechnungen von relativ geringen Mengen an Zuschnittsabfällen ausgegangen wurde, dürfte hier bei einer weiter optimierten Zuschnittsplanung eine weitere Verringerung des Materialverbrauchs und damit auch der damit verbundenen Stoff- und Energieströme möglich sein. Nach Auskunft von Saertex wird an diesem Problem intensiv gearbeitet.
- Das SLI-Verfahren erfordert den Einsatz des Autoklaven. Dieser Prozessschritt ist äußerst energieintensiv. Alternative Verfahren, wie beispielsweise die Aushärtung mittels Mikrowelle – ein Verfahren, das sich derzeit in der Entwicklung befindet [11] – dürften nach ersten Abschätzungen zu einer deutlichen Reduktion des Energiebedarfs führen.
- Die Verbindungstechnik mittels Titan-CFK-Laschen führt zu einem relativ hohen Titanverbrauch und einem damit verbundenen hohen Ressourcenverbrauch. Eine integrale Verbindungstechnik könnte hier zu deutlichen Verbesserungen führen.

## 7. Nutzungsphase

### 7.1 Treibstoffverbrauch und Luftschadstoffe

Durch Emissionen bei der Verbrennung von Flugtreibstoff in den Triebwerken der Flugzeuge trägt der Luftverkehr zur Schadstoffbelastung der Atmosphäre bei. Unter idealen Bedingungen entstehen bei der Verbrennung von Kerosin ( $C_nH_m$ ) Kohlendioxid ( $CO_2$ ), Wasserdampf ( $H_2O$ ) und zusätzlich je nach Schwefelanteil im Treibstoff Schwefeloxide ( $SO_x$ ). Darüber hinaus kommt es zur Produktion von Stickoxiden ( $NO_x$ ) aus dem Stickstoff der Luft und zur Bildung von Ruß und unverbrannten Kohlenwasserstoffen.

Die Emissionen führen im Bereich der Flughäfen und entlang der Hauptflugrouten zu einer Erhöhung der Schadstoffkonzentrationen und zusätzlich in größeren Höhen zu einer Zunahme der Bewölkung durch die Bildung von Kondensstreifen und Cirren. Darüber hinaus greifen die Emissionen des Luftverkehrs in die Chemie der Atmosphäre ein. Stickoxide und Kohlenwasserstoffe führen zur Produktion von Ozon in der unteren Atmosphäre. In der Stratosphäre trägt der Luftverkehr zum Abbau der vor UV-Strahlung schützenden Ozonschicht bei.

$CO_2$ , Wasserdampf (zusammen mit Kondensstreifen und Cirren) und andere im Zusammenhang mit dem Luftverkehr gebildete klimawirksame Gase und Aerosole führen zu einer Verstärkung des Treibhauseffektes, also zu einer Erwärmung bodennaher Luftschichten. 1992 hatte der Flugverkehr einen Anteil von etwa 2 % an allen anthropogenen  $CO_2$ -Emissionen. Dies entspricht mit jährlich 0,5 Gt  $CO_2$  den Kohlendioxid-Emissionen Großbritanniens oder Kanadas. Bis 2050 sollen die  $CO_2$ -Emissionen, je nach Szenario, auf 1,6 bis 10 Gt  $CO_2/a$  angestiegen sein, sich also mindestens verdreifachen. Der Anteil an den anthropogenen  $CO_2$ -Emissionen wird auf 3 % ansteigen [26].

Der Einsatz von CFK-Bauteilen im Flugzeugbau soll über Massenreduzierungen dazu beitragen, den Treibstoffverbrauch im Luftverkehr zu senken und damit auch dem stetigen Anstieg der  $CO_2$ -Emissionen entgegenzuwirken. Die Verwendung von CFK-Bauteilen im Rumpfbereich des Referenzrumpfes führt nach den Modellrechnungen zu einer Massenreduktion von 1224 kg, entsprechend einer Abnahme um 27 % bezogen auf die Rumpfstruktur. Die weitergehende Verwendung von CFK im Rumpfbereich lässt eine Massenreduktion von bis zu 2.500 kg durchaus realistisch erscheinen (s. Tabelle 4). Bezogen auf das Startgewicht des Referenzflugzeuges, in dem außer weiteren Strukturelementen des Flugzeuges wie Flügel oder Leitwerken auch die Nutzlast und der Treibstoff enthalten sind, bedeutet dies allerdings nur eine Abnahme von etwas mehr als 4 %.

Die Abschätzung des Treibstoffverbrauchs eines mit dem Referenzrumpf ausgestatteten, modernen Linienflugzeuges in Abhängigkeit von der Masse des Rumpfes geschah anhand von "mission performance calculations" [33]. Durchgeführt wurden Missionsrechnungen für eine Nutzlast von 13.607 kg, entsprechend 120 Passagieren und zwei unterschiedlichen Einsatzstrecken. Bei der längeren über 5.278 km wird durch den mitzunehmenden Treibstoff das maximale Startgewicht erreicht, die kürzere über 1.852 km entspricht einer typischen Einsatzstrecke. Tabelle 4 fasst die Massenrelationen und den Treibstoffverbrauch während des Fluges zusammen. Es wird deutlich, dass sich das Startgewicht um mehr als 2.500 kg verringert, da der während des Fluges wegen des verringerten Rumpfgewichts eingesparte Treibstoff nicht gebunkert werden muss. Die Einsparungen beim Treib-

stoffverbrauch liegen zwischen 3,7 % und 4,1 % und sind prozentual betrachtet umso größer je kleiner die zurückgelegte Strecke ist.

Tabelle 4: Masse und Treibstoffverbrauch des Referenzflugzeuges und die durch den Einsatz von CFK-Bauteilen im Rumpfbereich zu erwartenden Massen- bzw. Treibstoffverbrauchsreduktionen

	Masse (Aluminiumrumpf) in kg	Massenänderung in kg	Massenänderung in %
Masse der Rumpfstruktur (Haut, Stringer und Spanten)	4.547	-1.224	-27,0
Operating Weight Empty (OWE)	40.925	-2.500	-6,1
Nutzlast	13.607	0	
Flugstrecke: 5.278 km			
gebunkelter Treibstoff (incl. Reserve)	19.144	-664	-3,5
Treibstoffverbrauch während des Fluges	15.399	-563	-3,7
Take Off Weight (TOW=MTOW)	73.676	-3.164	-4,3
Flugstrecke: 1.852 km			
Treibstoff (incl. Reserve)	8.823	-319	-3,6
Treibstoffverbrauch während des Fluges	5.569	-226	-4,1
Take Off Weight (TOW)	63.355	-2.819	-4,4

Die Emissionen von CO<sub>2</sub> und anderen Luftschadstoffen lassen sich mit Hilfe von Emissionsfaktoren aus der Literatur abschätzen. Während die CO<sub>2</sub>-Emissionen allein von der Menge des verbrannten Treibstoffes abhängig sind (pro kg Treibstoff entstehen 3,16 kg CO<sub>2</sub>), hängen die Emissionen von Kohlenwasserstoffen, Kohlenmonoxid und Stickoxiden vom jeweiligen Triebwerk und den jeweiligen Flugphasen ab. Die Emissionen der letztgenannten Luftschadstoffe wurden für den flughafennahen Bereich und einer Flughöhe unter 1.000 m berechnet. Angenommen wurden dazu die für das Referenzflugzeug typischen Triebwerke der Bezeichnung CFM 56-5-A1#, für die auch die Missionsrechnungen durchgeführt wurden. Tabelle 5 fasst die Schadstoffreduktionen, die durch ein um 2500 kg verringertes Rumpfgewicht zu erwarten sind, zusammen.

Tabelle 5: Prozentuale CO<sub>2</sub>-Minderung und Schadstoffreduktionen im Flughafenbereich aufgrund der durch den Einsatz von CFK-Bauteilen zu erwartenden Massen- bzw. Treibstoffverbrauchsreduktionen.

		Flugstrecke	
		5.278 km	1.852 km
CO <sub>2</sub> - Minderung		3,7 %	4,1 %
Schadstoffreduktion im Flughafenbereich (unter 1.000 m Höhe)	NO <sub>x</sub>	3,2 %	3,5 %
	CO	1,1 %	1,2 %
	HC	2,0 %	2,3 %

Die Treibstoffeinsparungen (und damit auch die Reduktion der CO<sub>2</sub>-Emissionen) während der gesamten Nutzungsphase eines Flugzeuges lassen sich unter Annahme einer Nutzungsdauer von 20 Jahren, einem Einsatz von 360 Tagen im Jahr und einer täglich zurückgelegten Strecke von 5 mal 1.852 km (bzw. 2 mal 5.278 km) grob abschätzen. Tabelle 6 zeigt die Ergebnisse dieser Abschätzungen. Es wird offensichtlich, dass während der Nutzungsdauer des Referenzflugzeuges etwa 8.100 t entsprechend 10 Mio. l Treibstoff eingespart werden, wenn das Rumpfgewicht um 2.500 kg vermindert wird. Dies entspricht einer Verringerung der CO<sub>2</sub>-Emissionen um 25.600 t.

Tabelle 6: Treibstoffverbrauch und CO<sub>2</sub>-Emissionen während der Nutzungsdauer des Referenzflugzeuges und die durch den Einsatz von CFK-Bauteilen zu erwartenden Treibstoffverbrauchs- und Emissionsreduktionen.

		Referenzrumpf (in kt)	Reduktion durch den CFK-Einsatz (in kt)	Reduktion in %
Flugstrecke: 5.278 km	Treibstoffverbrauch während 20 Jahren	222	8,1	3,7
	CO <sub>2</sub> -Emissionen	700	25,6	
Flugstrecke: 1.852 km	Treibstoffverbrauch während 20 Jahren	200	8,1	4,1
	CO <sub>2</sub> -Emissionen	633	25,7	

## 7.2 Wartung und Reparatur

Schon seit beinahe 20 Jahren wird CFK im Flugzeugbau eingesetzt, Erfahrungen mit CFK-Rümpfen liegen in größerem Umfang jedoch nur für Militärflugzeuge vor. Im kommerziellen Bereich werden bisher nur einzelne Bauteile aus CFK gefertigt, so z.B. Höhen- und Seitenleitwerke, Landeklappen, Verkleidungen, Triebwerkszugangsklappen. Aussagen zu Wartung und Reparatur von CFK-Bauteilen kommerzieller Flugzeuge können daher nur für diese Komponenten gemacht werden. Die folgenden Ausführungen beruhen hauptsächlich auf Erfahrungen der Lufthansa Technik mit der Wartung und Reparatur dieser Bauteile und auf Literaturrecherchen.

Anhand der Vorschriften einer Vielzahl umfangreicher Handbücher werden von den Fluggesellschaften routinemäßige Wartungsaktivitäten (Checks) sowie Instandhaltungs- und Reparaturmaßnahmen durchgeführt. Wartungsintervalle sind im Allgemeinen abhängig vom Einsatzort des Flugzeuges (klimatische Bedingungen) und der Art des Einsatzes (Kurz- oder Langstreckenverkehr, d.h. Anzahl der Starts und Landungen).

### 7.2.1 Materialeigenschaften

Für die nähere Betrachtung der beiden Werkstoffe ist zwischen monolithischen Bauteilen – Bauteilen, die durchgehend aus einem Material bzw. einem Materialverbund hergestellt worden sind – und Bauteilen in Sandwichbauweise zu unterscheiden. Letztere bestehen aus verschiedenen Materialien oder Materialverbänden, häufig dünne Deckschichten, die einen Kern aus Waben – ebenfalls aus den unterschiedlichsten Materialien wie zum Beispiel Nomex oder Aluminium – oder Schaum einschließen. Einige der nachfolgenden Aussagen zum Verhalten von Sandwichbauteilen beziehen sich nicht ausschließlich auf CFK-Sandwichkomponenten, sondern können

so auch für andere Materialkombinationen gemacht werden. Wegen ihres hohen Potenzials zur Masseneinsparung ist auch zukünftig mit dem Einsatz von Sandwichbauteilen insbesondere bei Hautelementen und Verkleidungen zu rechnen.

CFK hat den großen Vorteil, dass aufgrund seiner Materialeigenschaften während des normalen Flugbetriebs kaum noch Ermüdungsbrüche oder Risse auftreten. Auch Korrosionsprobleme gibt es nur noch sehr selten, so dass das Aufbringen eines Korrosionsschutzes überflüssig ist. Wegen seiner geringen Masse, der hohen Steifigkeit, insbesondere aber wegen seiner Korrosionsbeständigkeit und der fehlenden Ermüdungserscheinungen ist es in vielen Fällen Aluminium überlegen. Allerdings macht die schlechte elektrische Leitfähigkeit der bisher eingesetzten Materialien das Aufbringen von Leitlacken oder Metallfolien zum Schutz vor Schäden durch Blitzschlag notwendig, was der gewünschten Massenreduktion entgegenwirkt.

Die Zuverlässigkeit und Schadenstoleranz monolithischer Bauteile ist bei entsprechender Materialstärke und entsprechendem Aufbau mit der von Aluminiumbauteilen durchaus vergleichbar. Demgegenüber sind Sandwichbauteile wegen ihrer oft extrem dünnen Oberflächenschichten besonders schadensanfällig für punktuelle Schäden [19]. Bei CFK-Bauteilen kann schlechte Hitzeleitfähigkeit zu lokalen Überhitzungen führen – zum Teil zu deutlich sichtbaren Schäden –, bei mangelnder oder schlechter Versiegelung der Kanten oder der Befestigungslöcher kann Feuchtigkeit in Sandwichkomponenten eindringen und dort zu Delaminationen führen.

### **7.2.2 Schäden**

Nach neueren Publikationen von Boeing [3], [4] geben die Fluggesellschaften weltweit mehr als 40 Milliarden US \$ für Wartungs- und Reparaturkosten aus, dies entspricht etwa 15–20 % der Betriebskosten des Flugzeuges. In Abbildung 18 ist die Verteilung der Betriebskosten eines Kurzstreckenflugzeuges der eines Langstreckenflugzeuges gegenübergestellt.

Einer Untersuchung der International Air Transport Association (IATA) ist zu entnehmen, dass 36–40 % der Schäden dem Flugzeug am Boden und zwar an der Rampe (den Flugabfertigungszonen) und während der Wartungsaktivitäten zugefügt werden [8], [16]. Während einer Abfertigungszeit von 30 bis 45 min bis zum nächsten Start sind 20-30 Servicefahrzeuge im Einsatz (Abbildung 19). Verstärkt wird das Schadensrisiko durch die hohe Anzahl der gleichzeitig abzufertigenden Flugzeuge, dies können auf Großflughäfen zu Spitzenzeiten bis zu 100 Flugzeuge sein [19].

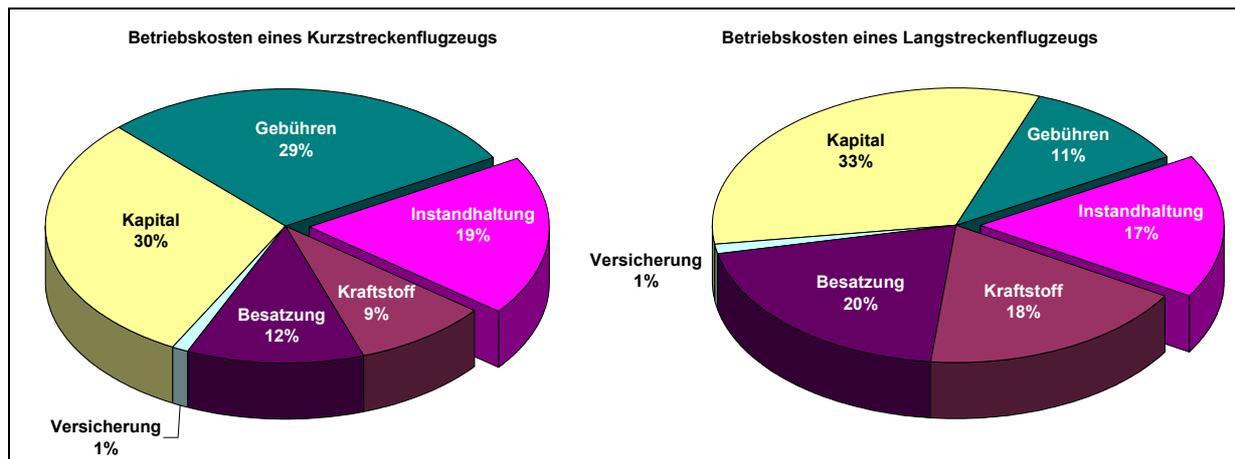


Abbildung 18: Aufteilung der Betriebskosten eines Kurz- und eines Langstreckenflugzeuges [24]

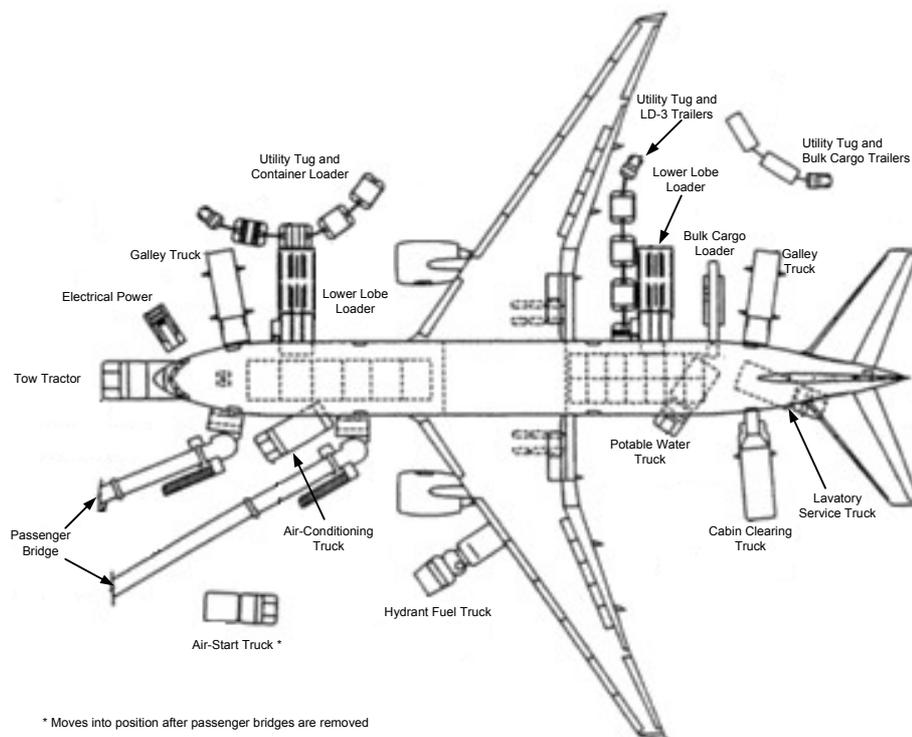


Abbildung 19: Aktivitäten in der Flugabfertigungszone (Quelle: [5])

Um die Verursacher der Schäden am Boden näher zu bestimmen, wurden für die Jahre 1990–1993 die Erfahrungen von elf Fluggesellschaften ausgewertet. Viele der insgesamt betrachteten 2.241 Schäden werden dem Flugzeug während der Be- und Entladevorgänge durch Servicefahrzeuge, Gabelstapler, Passagierbrücken, usw. zugefügt (Abbildung 20). Häufig ist die nähere Umgebung von Ladeluken, Service-Zugangsklappen (z. B. Treibstoffeinfüllstutzen) oder Passagiertüren betroffen, die daher besonders robust ausgeführt sein sollten. Für mehr als ein Drittel der Schadensfälle konnte der Verursacher nicht festgestellt werden.

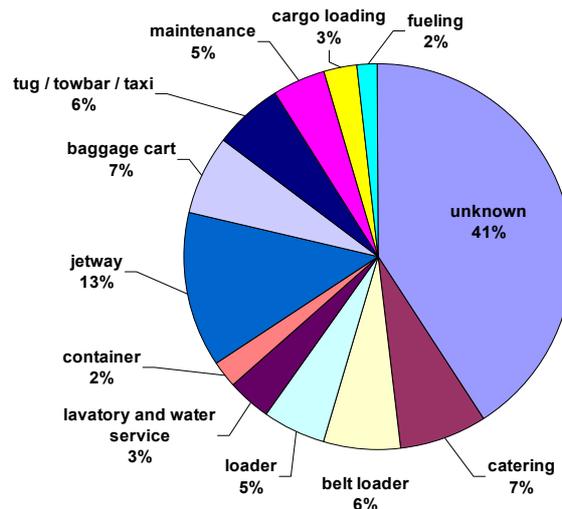


Abbildung 20: Ursachen für Schäden am Boden [5]

Eine Auswertung von 168 Kasko-Schäden, die im Januar und Februar 1994 bei der Lufthansa-Flotte aufgetreten sind, enthält sowohl Informationen über die betroffenen Flugzeugteile, wie auch insbesondere für den Rumpf über die Verursacher der Schäden [22]. Es zeigt sich, dass über 70 % der Rumpfschäden am Boden verursacht wurden. Daneben sind Blitz-, Hagel- oder Vogelschlag sowie Probleme mit flüssigen Chemikalien (z.B. Hydrauliköl, Enteisungsflüssigkeiten oder auch Leckagen des Transportguts) zu nennen. Wegen der häufigen Starts und Landungen (bis zu achtmal am Tag) und ihrer geringeren Bauhöhe sind Kurz- und Mittelstreckenflugzeuge besonders anfällig für Schäden am Boden (Abbildung 21).

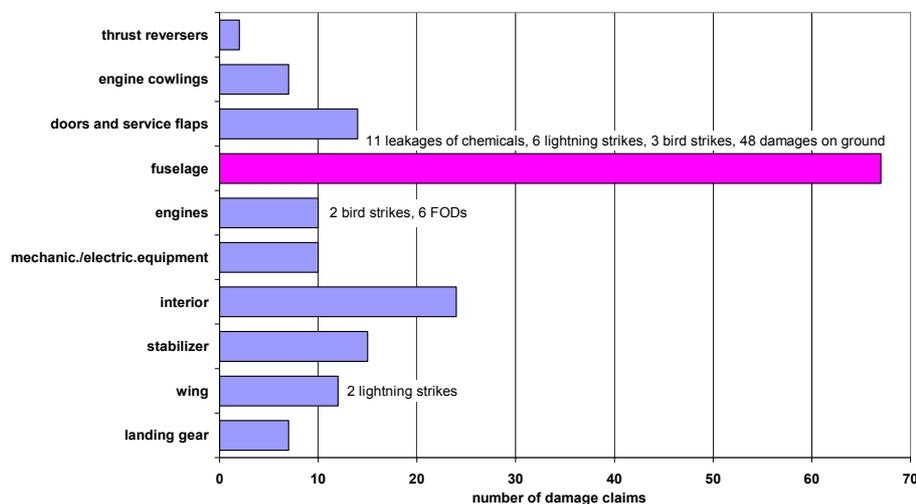


Abbildung 21: Kaskoschäden der Lufthansaflotte Januar – Februar 1994 [22]

### 7.2.3 Schadenserkennung

Bei der Überprüfung der Aluminium-Rumpfkompenten eines konventionellen Flugzeuges – insbesondere der Haut – reicht es häufig aus, visuelle Verfahren einzusetzen (Lupen, gegebenenfalls Boroskope für schlecht zugängliche Stellen). Die insbesondere bei CFK-Sandwichbauteilen oft verborgenen Schäden, die z. B. durch Blitzschlag oder Hagelschlag hervorgerufen sein können, lassen sich oft nur mit zeit- und kostenaufwändigen techni-

schen Verfahren feststellen, die wahrscheinlich nur bei einem konkreten Verdacht auf einen Schaden oder im Rahmen größerer routinemäßiger Untersuchungen (C-Check oder D-Check) durchgeführt werden. Zu nennen sind hier unter anderem Resonanzverfahren, Wirbelstromverfahren, Röntgen, Farbeindringverfahren, Ultraschall. Um eine genaue Lokalisierung des Schadens – Delaminationen oder Feuchtigkeitseinschlüsse – und eine exakte Bestimmung des Schadenumfangs vornehmen zu können, machen diese Inspektionsverfahren es oft erforderlich, dass das zu untersuchende Bauteil sowohl von der Vorder- als auch von der Rückseite zugänglich ist.

Alle Schäden an CFK-Bauteilen, insbesondere an Sandwich-Bauteilen, erfordern eine gründliche Untersuchung der Umgebung des Schadens auf Feuchtigkeitseinschlüsse (Wasser, Enteisungsflüssigkeiten, Hydrauliköl, usw.) und Delaminationen sowohl zwischen den verschiedenen Lagen eines Sandwichbauteils als auch zwischen Faser und Harz.

Aufwändige Verfahren werden auch bei der Inspektion von Aluminiumbauteilen eingesetzt, z.B. zur Überprüfung von Schweißnähten, insbesondere aber um an schlecht zugängigen Stellen Korrosionserscheinungen aufzuspüren.

#### 7.2.4 Reparaturverfahren für CFK-Bauteile

Grundsätzlich können alle Schäden, die bei herkömmlichen Bauteilen behoben werden, auch bei CFK-Bauteilen repariert werden. Unterschiede gibt es jedoch im Aufwand, insbesondere sei hier auf den eingangs erwähnten Unterschied zwischen monolithischen und Sandwichbauteilen hingewiesen. Die wesentlichen Reparaturverfahren für Schäden an CFK-Bauteilen sind Tabelle 7 zu entnehmen.

Tabelle 7: Reparaturverfahren für CFK-Bauteile (nach [22])

Verfahren		
1	Reparatur mit Wet-Lay-Up	Carbonfasergewebe wird mit Harz getränkt und unter Vakuumbedingungen bei Raumtemperaturen ausgehärtet
2	Reparatur mit Wet-Lay-Up und fortschrittlichen Harzsystemen	Carbonfasergewebe wird mit fortschrittlichen Harzen getränkt und unter Vakuumbedingungen im Ofen bei ca. 90° C ausgehärtet
3	Prepreg-Reparaturen mit Heizmatten oder Heißluftzelten	Prepregs (Gewebe oder unidirektionale Bänder) werden auf einem Werkzeug zusammengesetzt und unter Vakuumbedingungen bei Temperaturen zwischen 125° C und 175° C unter Heizdecken oder Heißluftzelten ausgehärtet
4	Prepreg-Reparaturen im Autoklaven	Prepregs (Gewebe oder unidirektionale Bänder) werden auf einem Werkzeug zusammengesetzt und unter Vakuumbedingungen bei Temperaturen zwischen 125° C und 175° C im Autoklaven ausgehärtet
5	Reparaturen mit vorgehärteten Materialien	Füllstücke für Haut, Stringer oder Spanten werden aus Prepregs, die im Autoklaven, Heißluftzelt oder unter Heizdecken ausgehärtet wurden, hergestellt  Teile werden mit Klebeband auf der zu reparierenden Stelle fixiert  Teile werden endgültig zusammengefügt mit bei Raumtemperaturen aushärtenden Klebern, Blindnieten oder Klips aus Metall
6	Reparaturen mit Blechen aus korrosionsbeständigem Stahl oder Titan	Teile werden versiegelt und mit Blindnieten oder anderen Befestigungselementen zusammengefügt

Kleine Schäden bei herkömmlichen Aluminiumstrukturen und monolithischen CFK-Strukturen lassen sich häufig schnell und mit geringem Kostenaufwand (Material und Arbeitszeit) beheben; je nach Bauteil und Schaden kann die Reparatur von CFK mit einer vorgefertigten monolithischen CFK-Platte oder einem Edelstahl- oder Titanflicken geschehen (Tabelle 7 Verfahren 5 und 6).

Schäden an Sandwichbauteilen sind i.a. aufwändiger zu beheben, denn hier können kaum vorgefertigte Patches verwendet werden. Am häufigsten werden die Verfahren 3 und 4 aus Tabelle 7 angewandt, der Schichtaufbau erfolgt an der Schadensstelle. Dazu muss das beschädigte Bauteil häufig ausgebaut werden und alle Metallteile müssen entfernt werden, da für den Aushärtungsprozess Heizdecken oder der Autoklav eingesetzt werden müssen. Gegebenenfalls sind auch noch entsprechende Werkzeuge (Formen) zu fertigen.

### **7.2.5 Farberneuerung**

Erwähnt sei auch noch die Erneuerung der Farbe auf Composit-Bauteilen. Sowohl Bauteile in herkömmlicher konventioneller Bauweise als auch CFK-Bauteile werden nach einigen Jahren neu lackiert. Dies dient in erster Linie der Imagepflege der Fluggesellschaften, ist aber auch unter Umständen wegen schadhafter Oberflächen notwendig. Zusätzlich werden neue Anstriche notwendig, wenn Flugzeuge verkauft oder verleast werden, da sich der neue Eigentümer ja auch nach außen zu erkennen geben möchte; hierzu gehört es auch, dass das Emblem des neuen Eigentümers auf dem Seitenleitwerk angebracht wird. Die routinemäßige Lackerneuerung findet bei konventionellen Rümpfen im Allgemeinen im Abstand von 5 bis 6 Jahren statt.

Die Entfernung alter Farbschichten verläuft bei Metalloberflächen relativ problemlos und wenig umweltbelastend. Ein bei der Lufthansa entwickeltes Verfahren, das auf dem Einsatz von Hochdruckwasserstrahlen basiert, lässt den früher notwendigen Einsatz von FCKW-haltigen Pasten deutlich (auf ein Drittel) zurückgehen. Dieses Verfahren kann bei Faserverbundwerkstoffen, insbesondere auch bei Carbonfaserverbundwerkstoffen wegen des notwendigen hohen Drucks des Wasserstrahls, nicht angewendet werden. Daher muss bei einem Farbwechsel die alte Farbe mit der Hand angeschliffen werden, eine Arbeit, die etwa fünfmal mehr Zeit benötigt und bei der Atemschutzmasken getragen werden müssen, da der feine Schleifstaub lungengängig ist. Hinzu kommt hier das Risiko, dass bei unachtsamem, unsachgemäßem Schleifen die dünne Materialoberfläche beschädigt werden kann [22].

Für die Entfernung der Farbe von Compositbauteilen sind daher neue Verfahren entwickelt worden, zu nennen sind hier u. a. das Wheat-Starch-Blasting-Verfahren – ein Verfahren, bei dem mit niedrigem Druck (1,4–2 bar) kristalline Weizenstärke (Kügelchen mit 0,3–0,6 mm Durchmesser) im Abstand von 8–25 cm in einem flachen Winkel von 20°–40° auf die zu reinigende Oberfläche geblasen wird [9]. Es handelt sich dabei um ein sehr umweltfreundliches nicht-toxisches Naturprodukt, das bioabbaubar ist. Das Material kann bis zu 20mal recycelt werden [23].

In Tabelle 8 sind die Vor- und Nachteile dieses Verfahrens zusammengestellt.

Tabelle 8: Vor- und Nachteile des Wheat-Starch-Blasting-Verfahrens

Vorteile	Nachteile
<ul style="list-style-type: none"> <li>• Das Abfallaufkommen geht um 95 % zurück</li> <li>• Kann für Metall- (Aluminium) und Composite-Oberflächen verwendet werden</li> <li>• Fügt den Oberflächen der Bauteile keine Schäden zu</li> <li>• Es wird kein Wasser benötigt</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>• Kosten</li> <li>• Das Material muss gesammelt werden, eine Luftabsaugung wird benötigt</li> <li>• Keine hohe Durchsatzgeschwindigkeit</li> <li>• Kritisch bei hoher Luftfeuchtigkeit, d.h. die Luftfeuchtigkeit am Arbeitsplatz muss überwacht werden</li> </ul>

Das Selective Laser Coating Removal-Verfahren (SLCR) ist noch in der Entwicklung. Beim SLCR-Verfahren wird ein breiter, gepulster Laserstrahl, bei dem sich auch die Wirkungstiefe einstellen lässt, maschinell gesteuert bahnenweise über die zu entlackende Schicht geführt. Zurzeit werden für die Anwendung dieses Verfahrens noch sehr große Apparaturen benötigt, die einen Einsatz am Flugzeug noch nicht gestatten. Bei einzelnen (abgebauten) Komponenten wie z. B. Höhenrudern funktioniert es schon sehr gut. Das Verfahren belastet nach Aussage der Entwickler die Umwelt nur in geringem Maß, bei dem Verdampfen der Farbschichten bei sehr hohen Temperaturen werden relativ wenig Schadstoffe freigesetzt. Auch auf den Einsatz von Beizpasten oder auf das Abschleifen kann hier verzichtet werden [22].

### 7.2.6 **Kosten und Materialaufwand**

Die Materialbevorratung ist für Reparaturen von Bauteilen aus CFK deutlich größer als für die aus Aluminium. Während es ausreicht, für die Reparatur von Aluminiumrumpfteilen Bleche in jeweils zehn unterschiedlichen Stärken von zwei verschiedenen Aluminium-Legierungen (Al-Cu-Mg und Al-Mg-Zn) sowie Nieten parat zu haben, muss für CFK-Reparaturen neben unterschiedlichen Folien eine Vielzahl verschiedener Klebe- und Füllstoffe, Prepregs, Gewebe, unidirektionaler Gelege und Harze bevorratet werden, da die strengen Reparaturvorschriften für die verschiedenen Bauteile und Schadensarten genaue Vorgaben für die zu verwendenden Materialien enthalten und ein Austausch mit vergleichbaren Materialien bisher nicht gestattet ist, allerdings soll hier eine Änderung herbeigeführt werden. Viele dieser Stoffe haben zudem die Eigenschaft, dass sie selbst bei optimalen Lagerbedingungen (gekühlt bei -18°C) nur maximal 6 Monate lagerfähig sind. Nach Ablauf dieser Zeit dürfen sie nicht mehr verwendet werden. Entgegen dem vor Jahren prognostizierten Kostenrückgang für CFK sind die Kosten für Austauschbauteile aus CFK bisher noch deutlich höher als für die aus Aluminium. Darüber hinaus werden für die Reparaturen häufig Formen (Werkzeuge) benötigt, gegebenenfalls müssen auch aus speziellen Prepregs Werkzeuge angefertigt werden. Diese Werkzeuge werden für das Aushärten der Reparaturen in Autoklaven, unter Heizdecken oder bei Raumtemperatur benötigt, sie sind durch den Hitzestress Verschleiß unterworfen und daher nur für begrenzte Zeit einsetzbar.

Reparaturen größerer Schäden dagegen sind bei CFK-Bauteilen – auch in Sandwichbauweise – teilweise kostengünstiger, weil sie in der Werkstatt selbst behoben werden können, größere Metallarbeiten jedoch häufig nach außen vergeben werden müssen. Dies ist mit höheren Kosten und längeren Ausfallzeiten des Flugzeuges verbunden, einem sehr wichtigen Kostenfaktor für die Fluggesellschaften, denn für ein Großraumflugzeug können die ausfallbedingten Kosten leicht bei 150.000 € pro Tag liegen [21].

Die Kosten für Reparaturen und Austauschbauteile für CFK-Komponenten liegen zurzeit über denen von Aluminium. Bei dem verstärkten Einsatz von CFK sind diese Kosten und die gewünschte zulässige Austauschbarkeit vergleichbarer Reparaturmaterialien ein wichtiger Wirtschaftsfaktor in den Betriebskosten eines Flugzeuges.

### **7.2.7 Design**

Ausschlaggebend für den erfolgreichen Einsatz eines Bauteils im Hinblick auf seine Schadensanfälligkeit ist sein Design, insbesondere die Auswahl des geeigneten Werkstoffs. Dies gilt für Bauteile aus Aluminium, aus Faserverbundwerkstoffen oder auch aus Kombinationen unterschiedlicher Werkstoffe. Monolithische Bauteile aus CFK haben sich bezüglich ihrer Schadenstoleranz und ihrer Reparaturfreundlichkeit an vielen Einsatzorten besser bewährt als Komponenten in Sandwichbauweise [36].

Beim Design des Bauteils (Werkstoffwahl und Struktur) muss auf den Einsatzort (im Hinblick auf die Schadensanfälligkeit) und die Reparaturfreundlichkeit geachtet werden; insbesondere muss wegen der hohen Steifigkeit des Materials auf gute Zugangsmöglichkeiten für Inspektionen und Reparaturen geachtet werden.

Die Erfahrungen mit dem Einsatz von CFK-Bauteilen der ersten Jahre zeigten, dass man die Auswirkungen einiger Eigenschaften des modernen Werkstoffs auf den alltäglichen Flugbetrieb nicht ausreichend berücksichtigt hatte. Insbesondere seien hier die wegen der geringen elektrischen Leitfähigkeit des neuen Materials aufgetretenen Schäden durch Blitzschlag zu nennen [22]. Die Fluggesellschaften wurden von diesem Phänomen völlig überrascht. Abhilfe wurde geschaffen, indem auf den entsprechenden Bauteilen – insbesondere den Höhen- und Seitenleitwerken – dünne Metallfolien oder Leitlacke aufgebracht wurden.

Als ein weiteres Beispiel dafür, dass erst die Einsatzerfahrungen auf die Unverträglichkeit von Materialien hinweisen, seien hier die Triebwerksverkleidungen der Boeing 747/757/767 genannt, die aus einem Aramid/Graphit-Sandwichpanel bestehen. Diese Bauteile haben sich im Betrieb als besonders schadensanfällig für Feuchtigkeitseinschlüsse erwiesen. Verursacht durch Mikrorisse, kleine mechanische Schäden, thermischen Stress oder UV-Strahlung kommt es zu mikroskopisch kleinen Ablösungen von Faser und Harz, in die Feuchtigkeit eindringt und schließlich zu deutlich sichtbaren Delaminationen führt. Gelöst wurde dieses Problem, indem die Aramid-Schichten durch Glasfaserschichten ersetzt wurden [21].

Treten im Flugbetrieb verstärkt Schäden an bestimmten Bauteilen auf, so werden auch Umstellungen in der Produktion vorgenommen. So wurden bei der Boeing 737-300 Triebwerksverkleidungen von Sandwich- in monolithische Bauweise umgestellt. Einige Bauteile, die aus Faserverbundwerkstoffen hergestellt wurden, werden wieder in Metall gebaut, andere konventionelle Bauteile werden in Carbonfasertechnologie umgebaut.

Die größte Massenreduktion wird erreicht, wenn bei der Herstellung des Flugzeugrumpfes aus Carbonfaserverbundmaterial ein möglichst hoher Integrationsgrad erreicht wird, das heißt, dass Haut, Stringer und Spanten keine separaten Bauteile sind, die mit unterschiedlichen Verbindungstechniken (Nieten, Kleben, Laserschweißen) miteinander verbunden werden, sondern dass sie integral in einem möglichst großen Stück zusammengefasst werden – im Extremfall heißt das, die ganze Rumpfstruktur (Haut, Stringer und Spanten) ist ein einziges Bauteil. Dies hat natürlich für die Wartung bzw. für die Reparatur Konsequenzen, denn die Austauschbarkeit von Bautei-

len im herkömmlichen Sinn existiert damit nicht mehr und die Zugänglichkeit wird erschwert. Ein 3 mal 5 Meter großes Beplankungsfeld kann noch einigermaßen problemarm bei Schäden gewechselt werden, anders als ein konstruktiv mögliches Segmentstück einer Länge von 12 m oder mehr und einem Durchmesser von 6 m [21]. Wie würde dies bei einem kompletten Rumpf aussehen? Ein wichtiger Punkt, denn beim endgültigen Design sollten die Aspekte der Wartung, Schadensanfälligkeit und Reparaturfreundlichkeit unbedingt berücksichtigt werden.

## **8. Entsorgung**

Der Kreislauffähigkeit von Materialien wird zukünftig aufgrund der EU-Richtlinien für die Entsorgung von Abfällen eine große Bedeutung zukommen. Der in den gesetzlichen Bestimmungen enthaltene Nachhaltigkeitsansatz zielt unter anderem darauf ab, den Anteil nicht wieder verwertbaren Abfalls zu verringern und möglichst wenig nicht erneuerbare Rohstoffe zu verbrauchen.

Aus diesem Grunde wurden die Möglichkeiten der Wiederverwertung von Aluminium- respektive CFK-Abfällen untersucht, die bei der Herstellung der jeweiligen Rumpfstruktur anfallen.

Des Weiteren wurde der Verbleib der während der Nutzungsphase anfallenden Abfälle (defekte Bauteile, Abfälle bei Reparaturen etc.) sowie von gebrauchten Altmaterialien hinterfragt: Defekte Aluminiumbauteile, die im Zuge von Reparaturmaßnahmen anfallen, werden üblicherweise gesammelt und dem Aluminiumrecycling zugeführt [20]. Für den Verbleib der Aluminiumbauteile von ausrangierten Linienflugzeugen beschränken sich die Informationen darauf, dass nach derzeitigem Kenntnisstand zumindest in der westlichen Welt noch keine Wiederverwertung praktiziert wird. Auf der CFK-Seite werden die Abfälle aus der Nutzungsphase derzeit überwiegend deponiert [1], wobei größere Teile gegebenenfalls zuvor zerkleinert werden. Für den Verbleib von CFK-Altmaterialien liegen für den Luftfahrtbereich (beispielsweise für CFK-Strukturen aus ausrangierten Militärflugzeugen) keine Informationen vor. Im Folgenden beschränken sich die Betrachtungen zum Recycling bzw. zur Entsorgung auf die in der jeweiligen Materiallinie anfallenden Produktionsabfälle.

### **8.1 Recycling von Aluminium-Produktionsabfällen**

Bei der Herstellung des Aluminiumstrukturrumpfes fallen Metallverluste unter anderem in Form von Verschnitten und Spänen an, die – aufsummiert über alle Prozessschritte – etwa die doppelte Masse der letztendlich im Rumpf verwendeten Bauteile ausmachen. Ein großer Teil der Verschnitte fällt bei der Herstellung der Halbzeuge bereits in der Aluminiumhütte und im Walzwerk an und kann als sortenreine Metalllegierung direkt verwertet, d.h. den entsprechenden Legierungsschmelzen zugegeben und somit als vollwertiger Rohstoff für das Primärprodukt verwendet werden. Das Einschmelzen von Aluminiumabfall erfordert dabei nur einen Bruchteil des für die Elektrolyse benötigten Energieeinsatzes. Der beim Flugzeughersteller im Zuge der Bauteilherstellung und Montage anfallende Aluminiumabfall enthält verschiedene Legierungen und kann nur noch als – wenn auch hochwertiges – Sekundäraluminium in anderen Produkten verwendet werden. Durch eine verbesserte Sammlung und Sortierung ließe sich der Anteil des Primärrecyclates bei Aluminium weiter erhöhen.

Pro Referenzrumpf fallen ca. 3.600 kg Sekundärrecyclat an. Dieses setzt sich aus Blechresten und Säge- und Frässpänen zusammen. Hinzu kommen noch ca. 1.200 kg an Aluminiumlegierungen, die nach dem chemischen Fräsen der Hautbleche unter anderem als Aluminiumhydroxid in der Ätzbaddlösung vorliegen. Die beim chemischen Fräsen anfallenden Badrückstände, die neben verschiedenen Aluminiumverbindungen noch unverbrauchte Natronlauge enthalten, werden neutralisiert und als Fällungs- und Flockungsmittel bei der Abwasserreinigung verwendet. Mit jedem Referenzrumpf gehen somit insgesamt ca. 1.200 kg Aluminiumknetlegierungen für den Wertstoffkreislauf verloren.

## **8.2 Recycling von CFK-Produktionsabfällen**

### **8.2.1 Verwertungsverfahren, Eigenschaften und mögliche Anwendungsbereiche der Recyclate**

In der CFK-Produktlinie ist es aufgrund des chemischen Aufbaus der Fasern und Harze nicht möglich, die anfallenden Reste wieder in den Herstellungsprozess der originären Produkte einzuschleusen. Im Prinzip können die CFK-Abfälle nur einem Downcycling zugeführt werden, wodurch die Werkstoffreste für die Herstellung des Primärproduktes wertlos werden.

Verwertungstechnologien für die Aufbereitung von Faser-, Harz- oder CFK-Resten als Sekundärrecyclate existieren derzeit nur in Ansätzen. Die derzeit erprobten Verwertungsansätze sind in Tabelle 9 aufgeführt. Die Verwertung besteht in der Regel darin, das Material zu Partikeln definierter Korngröße zu zerkleinern und als Beimischungen in z.B. Spritzgusskunststoffe einzubringen. Dies gilt auch für die derzeit in der Bauteilherstellung für das Referenzflugzeug (Seitenleitwerk) anfallenden CFK-Abfälle (Prepregverschnitte und ein geringer Teil Ausschussbauteile), die größtenteils von einem Betrieb übernommen werden, der im technischen Maßstab verschiedene CFK-Verwertungsverfahren untersucht (s. Abbildung 22). Neben dem Partikelrecycling gehören dazu thermische Recyclingverfahren, die darauf abzielen, den Faseranteil aus CFK durch pyrolytische Zersetzung des Harzes zurückzugewinnen. Dieses Verfahren scheint neben dem Partikelrecycling das aussichtsreichste Verfahren für die Zukunft. Auch bei dieser Verfahrensrichtung erfolgt eine vorhergehende Grobzerkleinerung der CFK-Abfälle, so dass ein Recyclat aus Faserbruchstücken zurückbleibt, das als Verstärkungsmaterial in Kunststoffen Verwendung finden kann.

Bei nahezu allen derzeit angewendeten, erprobten oder auch nur in Erwägung gezogenen Recyclingverfahren für CFK liegen die Fasern im Recyclat entweder ungeordnet als filzartiges Gewebe oder in Form von Bruchstücken unterschiedlicher Länge vor. Die mit der geordneten Anordnung der Fasern im Primärprodukt erzielbaren mechanischen Eigenschaften können dadurch in Sekundärbauteilen nicht mehr erreicht werden. Die auf der Zugfestigkeit von Strukturen aus Carbonfaserrecyclaten beruhenden mechanischen Kennwerte liegen somit i.d.R. unter denen des Neumaterials. Es ist daher nicht anzunehmen, dass Recyclate in Bereichen, in denen anisotrope Strukturen gefordert sind, zur Anwendung kommen. Je nach Belastungsprofil derartiger Strukturen kann allenfalls in Zonen mit geringer Lastaufnahme eine teilweise Substitution des Neumaterials durch Recyclate erfolgen (z. B. anteilmäßige Verwendung in Bootsrümpfen oder Innenauskleidung von Segelmasten). In Sekundäranwendungen, in denen eine quasi isotrope Struktur ausreichend oder gewünscht ist (z.B. Karosserieverkleidungen, Türen,

Stoßstangen, Auspufftöpfe, Sturzhelme etc.) wären Carbonfaserrecyclate hingegen prinzipiell als hochwertiges Sekundärmaterial einsetzbar.

Tabelle 9: Überblick über Verwertungsoptionen für CFK-Produktionsabfälle entlang der Herstellungslinie von CFK-Bauteilen

Prod.-Schritt	Abfallart	Behandlungsart	Produkt	Nutzungsmöglichkeiten
PAN-Faser-Oxidation, Carbonisierung	Faserreste, Verschnitte sortenrein	Zerkleinern Deponierung	Kurz- oder Langfasern	Beimischungen in Sekundärprodukten (z.B. in SMCs)
Harz-Herstellung	Harzreste	Aushärten, Deponierung, Verbrennen, Zerkleinern	Häcksel, Pulver	Beimischungen in Sekundärprodukten (z.B. in SMCs) Füllstoff
Prepreg-Produktion	Fasergelege, Harzreste meist sortenrein	Aushärten, Zerkleinern (Mühlen, Extruder)  Trennen von Harz und Faser durch Pyrolyse oder Lösungsmittel	Partikel unterschiedlicher Größe (Häcksel-Pulver)	Beimischungen in Sekundärprodukten (z.B. in SMCs) Füllstoffe
Bauteilherstellung	Abschnitte von unausgehärteten Prepregmatten, Verschnitte an Besäumungsrändern aus Prepreg- und RTM-Verfahren, non konforme Bauteile (verunreinigt durch Trennmittelreste)	Zerkleinern,  Trennen von Harz und Faser durch Pyrolyse, zumeist vorhergehende Zerkleinerung der Abfälle,  Deponierung, Verbrennen	CFK- Harzpartikeln Faserpartikeln und Faserfilz (mit Harzresten behaftet)  Pyrolysegase	Beimischungen in Sekundärprodukten (z.B. in SMCs) Faserfliese in Sandwich-Strukturen Klebstoff, Gießharz Feuerung des Pyrolyseofens

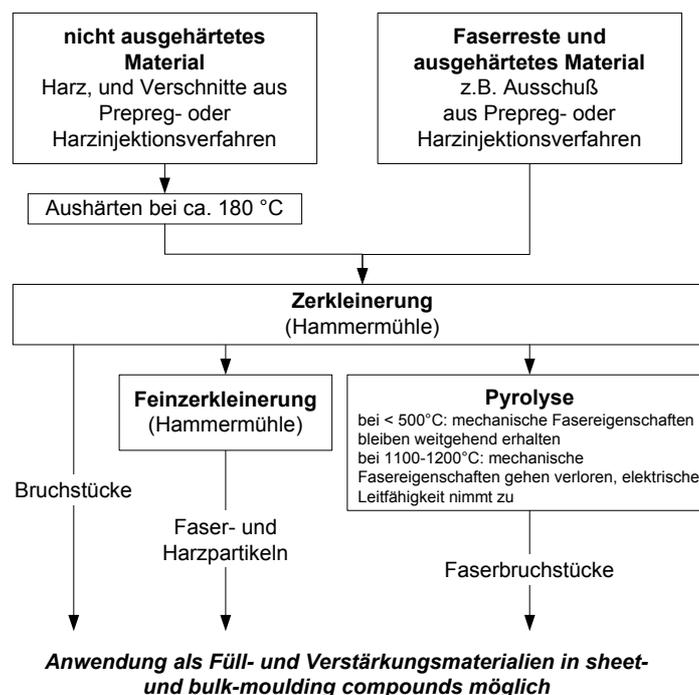


Abbildung 22: Schematische Darstellung der zurzeit als aussichtsreich betrachteten Verwertungsverfahren für CFK-Produktionsabfälle.

## 8.2.2 Marktsituation, Ausblick

Ein nennenswerter Absatzmarkt für die CFK-Recyclate existiert derzeit noch nicht. Aus der Sicht der Hersteller ist der Einsatz von CFK-Recyclaten in Faserverbundbauteilen mit Risiken verbunden. Unzureichende Kenntnisse über Langzeitverhalten von Bauteilen mit Recyclatanteilen sowie ein negatives Image der Recyclate lassen den Anteil der Recyclate in Neubauteilen nur zögerlich wachsen. Fallende Preise für Neuware erschweren zudem einen unter marktwirtschaftlichen Gesichtspunkten sinnvollen Recyclateinsatz.

Darüber hinaus sind die anfallenden Mengen für einen rentablen Betrieb von Recyclinganlagen noch zu gering. Gegenwärtig werden die CFK-Bauteile beim Hersteller des Referenzflugzeuges fast ausschließlich im Prepregverfahren hergestellt. Dabei nehmen Prepregabfälle in Form von Verschnitten und Ausschuss einen Anteil von mehr als 30 % am Verbrauch von CFK ein. Mit Hilfe der neuen Technologien zur Herstellung großflächiger Rumpfkomponten und der Optimierung der Verfahren dürften die Produktionsabfälle nur noch weniger als 10 % betragen. Damit liegen die anfallenden Abfallmengen deutlich unter der Rentabilitätsgrenze für Aufbereitungsanlagen [6].

Grundsätzlich lässt sich feststellen, dass zurzeit die Maßnahmen zum Recycling von CFK eher darauf abzielen, administrative Vorgaben (Kreislaufwirtschafts- und Abfallgesetz - KrW-/AbfG) zu erfüllen. Eine Verbesserung dieser unbefriedigenden Situation erfordert einen erheblichen Bedarf an Entwicklungen im Bereich der Verwertungstechnologien und die Suche nach neuen, marktwirtschaftlich interessanten Einsatzbereichen von CFK-Recyclaten.

## 9. Zusammenfassung und Schlussfolgerung

Im Rahmen des Projektes wurde erstmalig die Herstellung von Bauteilen für Rumpfkomponten aus Aluminium bzw. CFK in Bezug auf ihren Material- und Energieverbrauch analysiert bzw. modelliert. Hierfür wurden die Produktionsprozesse von der Rohstoffherzeugung über die Halbzeugproduktion bis zur Bauteilfertigung und Rumpfendmontage weitestgehend identifiziert und analysiert. Von großem Vorteil war hierbei die dreijährige Laufzeit des Vorhabens, da dies eine detaillierte Untersuchung ermöglichte. In Zusammenarbeit mit Herstellern wurde ein vollständiger Datensatz für die Herstellung von Carbonfasern erstellt. Es konnte gezeigt werden, dass die Fertigungsschritte der Rumpfstrukturen aus den Halbzeugmaterialien einen nicht zu vernachlässigenden Beitrag am energetischen und stofflichen Ressourcenverbrauch ausmachen.

Nach den vorliegenden Analysen weist CFK gegenüber Aluminium in Bezug auf ökologische Aspekte in erster Näherung weder Vor- noch Nachteile auf. Die Modellrechnungen zeigen auf, dass die Herstellung der CFK-Rumpfstruktur näherungsweise die gleiche Menge an Primärenergie verbraucht, wie die Herstellung der entsprechenden Aluminiumstrukturen<sup>2</sup>.

---

<sup>2</sup> Dieser Befund weicht stark vom Ergebnis eines von der Fa. Dornier als Unterauftrag der Deutschen Bahn AG durchgeführten Vergleichs von Strukturvarianten aus CFK und Aluminium im Eisenbahnfahrzeugbau ab. Im Vergleich mit Aluminium weist dort die Herstellung von CFK-Strukturen einen erheblich niedrigeren primären Energieverbrauch auf. Das abweichende Ergebnis der Studie von Dornier ist wohl darauf zurückzuführen, dass bei den vom ITAS durchgeführten Untersuchungen einige Prozessschritte erstmalig in den Bilanzierungen berücksichtigt worden sind.

Die Analyse der gesamten Verfahrensabläufe diene auch dazu, besonders **energieintensive bzw. mit besonders hohen Ressourcenverbräuchen verbundene Prozessschritte** zu identifizieren und Empfehlungen in Bezug auf eine verbesserte energetische und stoffliche Ressourcennutzung abzuleiten: Bei der Herstellung von CFK-Bauteilen nach dem SLI-Verfahren erwies sich z. B. die in einem **Autoklaven** durchgeführte Bauteilaushärtung mittels (konventioneller) Aufheizung als ein sehr energieintensiver Prozessschritt. Alternative Verfahren, wie beispielsweise die Aushärtung durch die Verwendung der Mikrowelle – einem Verfahren, das sich derzeit in der Entwicklung befindet – dürften nach ersten Abschätzungen zu einer deutlichen Reduktion des Energiebedarfs führen. Des Weiteren hat die im Rahmen des Projektes favorisierte Verbindungstechnik für CFK-Bauteile mittels **Titan-CFK-Laschen und Titanbolzen** zur Konsequenz, dass eine relativ hohe Titanmenge benötigt wird. Die Herstellung von Titan ist jedoch mit einem hohen Ressourcenverbrauch verbunden. Ein höherer Integrationsgrad könnte hier zu deutlichen Verbesserungen führen, hätte aber auch Auswirkungen auf die Wartung. Auf diesen Aspekt wird später nochmals eingegangen.

Auch muss erwähnt werden, dass nach Angaben der Hersteller neue Anlagen zur Herstellung der Kohlenstofffasern einen geringeren Energieverbrauch als die herkömmlichen Anlagen haben dürften. Ihr mögliches Energieeinsparpotenzial wird auf mehr als 10% geschätzt. Da der Energieverbrauch auch von der Produktionskapazität der Anlagen abhängig ist, dürften mit dem Einsatz größerer Anlagen die Energieverbräuche noch weiter zurückgehen.

Einsparungen sind auch bei der Herstellung und Montage der Aluminiumbauteile möglich. Als Beispiel sei die **energie- und materialintensive Herstellung der Spanten** genannt. Wie erwähnt, fallen zurzeit größere Mengen von Fräsabfällen an (Zerspanungsgrad bis zu 95 %). Zur besseren Ressourcenschonung sollten diese Abfälle sortenrein gesammelt werden, um sie als **Primärrecyclat an den (primären) Aluminiumproduzenten** abgeben zu können und sie so für die Herstellung z.B. neuer Spanten wieder nutzen zu können. Darüber hinaus sei in diesem Zusammenhang die **Aluminium-Gusstechnologie** genannt, die bereits ihre Zulassung für den Flugzeugbau besitzt. Sie ermöglicht die Herstellung integraler Bauteile und verfügt somit auch über ein großes Leichtbaupotenzial. Die Bauteile dürften mit dieser Technologie praktisch „abfallfrei“ hergestellt werden können. Zusätzlich führt die integrale Bauweise zu einem geringeren Fertigungsaufwand und Materialverbrauch bei der Verbindungstechnik.

Die herkömmliche Verbindungstechnik beim Aufbau der Aluminium-Rumpfstruktur beruht neben dem Kleben hauptsächlich auf der Niettechnik, die eine große Zahl von Nieten (mehrere 100.000 in einem kompletten Rumpf) benötigt, die natürlich zum Gesamtgewicht des Rumpfes beitragen. Darüber hinaus ist das Nieten sehr arbeits- und zeitaufwändig. Materialeinsparungen - und damit Gewichtseinsparungen - können mit dem **Laserschweißen** erzielt werden. Diese innovative Verbindungstechnik erfordert zwar den Einsatz neuer Aluminiumknetlegierungen für die Bauteile, bietet aber den Vorteil geringerer Produktionskosten und eines hohen Produktionsdurchsatzes. Die Prozesszeiten sind deutlich niedriger als beim Nieten und es werden weniger Fertigungsschritte benötigt.

Diese neuen Technologien machen eine **Gewichtseinsparung von 10–20 % für den Rumpf aus Aluminium möglich** [18]. Eine Energie- und Materialbilanz konnte für diese Technologien im Rahmen der hier durchgeführten Arbeiten nicht erstellt werden.

Dem gegenüber ist das Gewichtseinsparpotenzial durch die Verwendung von CFK als Werkstoff deutlich größer. Es wird im Rahmen der Entwicklung eines **CFK-Rumpfstruktur eine Gewichtsreduzierung von bis zu 30 % angestrebt**. In dieser Studie wurden die Analysen auf der Basis einer Modellrechnung zur Gewichtsreduzierung von 27 % durchgeführt.

Eine **Gewichtsreduzierung der Rumpfstruktur von 27 % bei Verwendung von CFK** bedeutet keine entsprechende Reduktion des Startgewichts bzw. Treibstoffverbrauchs des betrachteten Flugzeuges, in dem hier betrachteten Fall reduzieren sich Startgewicht und Treibstoffverbrauch nur um etwa 4 %. Wie die Entwicklung des internationalen Flugverkehrs nach dem Golfkrieg 1991 zudem zeigt, dürfte sich der Flugverkehr auch nach den Ereignissen des 11. September 2001 mit jährlichen Wachstumsraten zwischen 2 und 5 % bis zum Jahr 2050 weiterentwickeln. Bis zum Jahr 2000 hatte sich das Passagier- und Frachtaufkommen etwa alle 10 Jahre verdoppelt. Dem mit dieser Entwicklung einhergehenden Anstieg der Emissionen kann mit einer knapp 4%igen Treibstoff- bzw. CO<sub>2</sub>-Einsparung, gerechnet über die Lebensdauer eines Flugzeuges, kaum gegengesteuert werden.

Um weitere Gewichts- oder Treibstoffeinsparungen zu erzielen, genügt es beim Entwurf neuer Flugzeuge nicht, nur den Rumpf zu betrachten, es muss das gesamte Flugzeug mit einbezogen werden. Auch für den Bau der Flügel und die Innenausstattung des Flugzeuges müssen neue Konzepte und Materialien eingesetzt werden. Für den Rumpf bedeutet dies die Integration von nicht tragenden Bauteilen, der Ausrüstung und Ausstattung in die Systemgrenzen. Auch die Flügelgeometrie geht hier mit ein. In diesem Zusammenhang seien die Winglets genannt. Zu berücksichtigen sind ferner die Optimierung des Energieverbrauchs der internen Systeme (Lüftung, Klimaanlage, Hydraulik, etc.).

Das Potenzial für Treibstoffeinsparungen durch Einsatz neuer Werkstoffe zwecks Gewichtsreduzierung scheint begrenzt. Moderne Triebwerke und verbesserte Aerodynamik haben nach Abschätzungen der Lufthansa auf lange Sicht möglicherweise deutlich größere Treibstoffeinsparungsmöglichkeiten [17].

Eine weitere Möglichkeit, den Treibstoffverbrauch – wenn auch nur geringfügig – einzuschränken, liegt in einer Reduktion der Zuladungen für den Komfort der Passagiere. Da der Trend zu immer luxuriöseren Innenausstattungen aus Wettbewerbsgründen ungebrochen ist, ist auch zukünftig damit zu rechnen, dass dadurch die durch Nutzung neuer Werkstoffe möglichen Gewichtseinsparungen schnell aufgehoben werden.

Vor diesem Hintergrund stellt sich die Frage, ob es sinnvoll ist, das Potenzial an Treibstoffeinsparungen als ein wesentliches Argument für den Einsatz der Faserverbundwerkstoffe im Flugzeugbau herauszustellen. Die großen **Vorteile des Einsatzes dieser Verbundwerkstoffe** im Flugzeugbau liegen nach unserer Meinung in seinen materialspezifischen Eigenschaften, die für den Flugzeugbau eine Innovation bedeuten: CFK-Verbundwerkstoffe vereinigen hohe Festigkeit, Steifigkeit, Energieaufnahmevermögen, Dämpfung und Schwingungsfestigkeit mit niedrigem Gewicht und freier Formgebung (free shape design). Sie ermöglichen völlig neue Bauweisekonzepte

und können je nach der erforderlichen Beanspruchung ausgelegt werden. Zudem sind die Werkstoffe alterungs- und korrosionsbeständig und übertreffen damit die Eigenschaften der metallischen Werkstoffe in erheblichem Maße. Mit der Weiterentwicklung neuer Herstellungsverfahren für die Serienproduktion von CFK-Strukturen wird zudem eine gegenüber der Metallbauweise kostengünstigere Fertigung möglich werden.

Eine abschließende Bewertung der Vor- und Nachteile des Einsatzes von CFK in Bezug auf Wartung und Reparatur ist nicht möglich, denn der Aufwand für die Reparatur hängt in entscheidendem Maße vom Einsatzort und der Schadensgröße des Bauteils ab: Kleine Schäden bei herkömmlichen Aluminiumstrukturen und monolithischen CFK-Strukturen lassen sich häufig schnell und mit geringem Kostenaufwand (Material und Arbeitszeit) beheben; Schäden an Sandwichbauteilen sind i.a. aufwändiger zu beheben. Nach Aussagen der Lufthansa [22] sind Reparaturen größerer Schäden bei CFK-Bauteilen – auch in Sandwichbauweise – teilweise kostengünstiger, weil sie in der Werkstatt selbst behoben werden können, größere Metallarbeiten jedoch häufig an externe Betriebe vergeben werden müssen.

Ausschlaggebend für den erfolgreichen Einsatz eines Bauteils im Hinblick auf seine Schadensanfälligkeit ist sein Design, insbesondere die Auswahl des geeigneten Werkstoffs. Dies gilt für Bauteile aus Aluminium, aus Faser-verbundwerkstoffen oder auch aus Kombinationen unterschiedlicher Werkstoffe. Beim Design des Bauteils (Werkstoffwahl und Struktur) muss auf den Einsatzort (im Hinblick auf die Schadensanfälligkeit) und die Reparaturfreundlichkeit geachtet werden.

Wie bereits erwähnt, wird die größte Massenreduktion erreicht, wenn bei der Herstellung des Flugzeugrumpfes aus Carbonfaserverbundmaterial ein möglichst hoher Integrationsgrad erreicht wird. Dies hat für die Wartung bzw. für die Reparatur Konsequenzen, denn die Austauschbarkeit von Bauteilen im herkömmlichen Sinn existiert damit nicht mehr und die Zugänglichkeit wird erschwert. Je höher der Integrationsgrad, desto komplexer und aufwändiger dürfte sich die Reparatur gestalten.

Im Rahmen des Projektes wurde auch der Verbleib von Produktionsabfällen bei der Fertigung von CFK- und Aluminiumbauteilen näher untersucht und miteinander verglichen. Die Entsorgung von Altbauteilen, die z. B. bei der Reparatur ausgewechselt werden, wurde nicht behandelt.

CFK-Abfälle wurden in der Vergangenheit einer Beseitigung zugeführt. Es bestehen nun Bestrebungen, diese Abfälle einer Verwertung zu zuführen. Die derzeit favorisierten Verwertungsmaßnahmen – Partikelrecycling und Pyrolyse – sind allerdings noch nicht ausgereift. Für CFK und deren Vorprodukte wie Harze und Fasern ist gegenwärtig eine Rückführung des Recyclats in den Herstellungsprozess von Produkten ursprünglicher Wertschöpfung selbst bei sortenreiner Erfassung der Abfälle nicht möglich. Zwar gilt auch für Aluminium, dass ein Recycling für die originären Produkte nicht immer stattfindet, ein nicht unerheblicher Anteil des Aluminiumabfalls aus der Rumpferstellung wird jedoch für Sekundäranwendungen wiederverwertet. Zudem ist der Anfall des Sekundärrecyclates zum großen Teil auf die derzeitige Praxis der Sammlung und Sortierung der Abfälle zurückzuführen, bei der eine sortenreine Erfassung der Aluminiumlegierungen noch nicht bei allen Produktionsschritten optimiert ist. Nachteilig sind diesbezüglich Herstellungsprozesse, welche durch die Veränderung der Materialeigenschaften ein stoffliches Recycling ausschließen. Dazu gehört bei der Aluminiumrumpferstellung das chemische Fräsen, bei

dem immerhin ca. 1200 kg Aluminium in chemisch gebundener Form in den Badrückständen vorliegen, die nur noch letztmalig (in diesem Fall als Flockungsmittel für die Abwasserbehandlung) verwertet werden können und danach beseitigt werden müssen. Um den entscheidenden Vorteil von Aluminium, als Primärrecyclat genutzt werden zu können, weiter auszubauen, sollten daher solche Prozesse möglichst begrenzt angewendet bzw. durch andere Verfahren ersetzt werden.

Bezüglich der Sekundäranwendungen ist die derzeit unbefriedigende Situation für CFK-Recyclate mit den in Abschnitt 8.2.2 erwähnten Restriktionen verbunden. Insbesondere das Image- und Mengenproblem erscheint derzeit der Anwendung von CFK-Recyclaten hinderlich zu sein. Eine Änderung dieser Situation könnte in naher Zukunft eingeleitet werden: Nach Schmid [27] ist in der Automobilindustrie zukünftig mit einem deutlichen Anstieg des Einsatzes von "advanced composites" zu rechnen.

In Verbindung mit der EU-Altauto-Richtlinie, die die Hersteller zur Rücknahme gebrauchter PKW verpflichtet, würde diese Entwicklung den verstärkten Einsatz von Recyclingverfahren unabdingbar machen. Möglicherweise wird sich daher die Automobilindustrie als Motor für die Entwicklung innovativer Recyclingverfahren für Composites erweisen, die auch für Abfälle aus anderen Industriezweigen wie der Luftfahrtindustrie genutzt werden können.

## Literatur

- [1] Flugzeughersteller: Persönliche Mitteilung
- [2] Alcoa Inc. (1999): Alcoa In Australi ☺ . Environment, Health & Safety Update 1999 Annual Review. <http://www.alcoa.com.au/education/areview.pdf>
- [3] Boeing: 717-200: Low Maintenance Costs and High Dispatch Reliability. Boeing, Aero 19, July 2002
- [4] Boeing: Reduced Maintenance Costs. Boeing, Aero 15, July 2001
- [5] Boeing: Cargo Facility and Equipment Handling. Document D&-26001. Seattle Wash. Boeing 1994
- [6] Bohlmann B, Eyerer P, Hirth T, Meyer S, Gediga J: Kreislauffähigkeit von Werkstoffen. Sonderdruck aus ATZ/MTZ Sonderausgabe Werkstoffe 2000
- [7] Boustead, I.: Ecoprofiles of Selected Man-Made Fibres, Comité International de la Rayonne et des Fibres Synthétiques (CIRFS), Brüssel, Dezember 1997
- [8] Committee on New Materials for Advanced Aircrafts: New Materials for the Next-Generation Commercial Transports. Publication NMAB-476, National Academic Press, Washington, D.C. 1996
- [9] ENVIROStrip ® 30/50 Wheat Starch Media, Aviation Grade (Code 1603). ADM/Ogilvie Product Data Sheet. 1999
- [10] European Aluminium Association (2000): Environmental Profile Report for the European Aluminium Industry. European Aluminium Association (EAA), Brüssel. April 2000. <http://www.eaa.net>
- [11] Feher, L.; Thumm, M.: 'HEPHAISTOS – Development of a Novel Automated Microwave Processing System for Carbon Reinforced Fibre Plastics (CFRP)'. 3rd World Congress on Microwave & RF Applications, 22–26 September 2001, Sydney, Australia
- [12] GaBi 3.2; Software und Datenbank zur Ganzheitlichen Bilanzierung. IKP, Universität Stuttgart und PE Europe GmbH
- [13] Herrmann, A. S.; Pabsch, A.; Kleineberg, M.: 'SLI-RTM Fairings for Fairchild Dornier DO 328 Jet'. Publication of German Aerospace Center, Lilienthalplatz 7, D-38108 Braunschweig [www.sm.bs.dlr.de/strukturtechnologie/Veroeffentlichungen/Kleineberg\\_Sampe\\_Paris\\_2001\\_6.pdf](http://www.sm.bs.dlr.de/strukturtechnologie/Veroeffentlichungen/Kleineberg_Sampe_Paris_2001_6.pdf)
- [14] Herrmann, A. S.; Pabsch, A.; Kleineberg, M.: Kostengünstige Faserverbundstrukturen – eine Frage neuer Produktionsansätze, 3. AVK-Tagung Baden-Baden, September 2000; [http://www.sm.bs.dlr.de/strukturtechnologie/Veroeffentlichungen/Herrmann-09.00-AVK-TV\\_Produktionstechnik.pdf](http://www.sm.bs.dlr.de/strukturtechnologie/Veroeffentlichungen/Herrmann-09.00-AVK-TV_Produktionstechnik.pdf)
- [15] Hinz, B.: Der VARI-Prozess für großflächige Luftfahrtbauteile, Vortrag am 6. Nationalen SAMPE Symposium, 16./17. März 2000 in Stuttgart, <http://www.st.dlr.de/BK/pubs/sampestuttgart-hinz.html>
- [16] IATA: Conclusions of the IATA Questionnaire on Composite Structure Maintenance. Montreal, Canada 1991
- [17] IFO-Studie '96 ifo Institut für Wirtschaftsforschung München
- [18] Kolax, M.: CFRP for Future Airbus Fuselage Structures, Workshop "Schwarzer Rumpf" Braunschweig, 24. Oktober 2002
- [19] Leichter ist nicht billiger. Plastverarbeiter 50. Jahrgang Nr.1 und Nr.2. Hüthig-Verlag. 1999
- [20] Lufthansa Technik Frankfurt: Persönliche Mitteilung. Februar 2001
- [21] Lufthansa Technik Hamburg: Persönliche Mitteilung. April 2002
- [22] Lufthansa Technik Hamburg: Persönliche Mitteilung. Februar 2001
- [23] McAllister, H.: Texas Depot uses Wheat Starch to Blast Coatings from Aircraft parts. Spring 1997; (wysiwyg://6/<http://www.aec.army.mil/prod/usaec/op/update/spr97/wheat.htm>)
- [24] Mildt, C. (2000): Entwicklung einer Methode zur Abschätzung der Kosten für die Instandhaltung der Flugzeugzellen und -systeme im kommerziellen Flugverkehr. Studienarbeit. Technische Universität Berlin, Fachgebiet Luftfahrzeugbau/Leichtbau. Juli 2000
- [25] Mori G., Adelhardt W. (1998): Stoffmengenflüsse und Energiebedarf bei der Gewinnung ausgewählter mineralischer Rohstoffe. Geologisches Jahrbuch 1998. Reihe H, Heft SH2. Teilstudie Aluminium. Bundesanstalt für Geowissenschaften und Rohstoffe (BGR), Hannover
- [26] Penner, J.E., D.H. Lister, D.J. Griggs, D.J. Dokken, M. McFarland (1999): Aviation and the global atmosphere. Cambridge University Press, Cambridge et al.
- [27] Schmid, K.-E.(2001): Die Kunststoffkarosserie. KU 91 (2001), Heft 3, s. 32-34
- [28] Sigle, Chr. H.: Ein Beitrag zur kostenoptimierten Herstellung von großflächigen Hochleistungsverbundbauteilen, Dissertation, TU Braunschweig, 1999

- [29] Sigle, Chr. H.; Herrmann, A. S.; Pabsch, A.; Kleineberg, M.: Das DP-RTM-Verfahren, eine Fertigungstechnologie zur wirtschaftlichen Herstellung hochwertiger Faserverbundbauteile, AVK-Tagung Baden-Baden, Oktober 1996
- [30] Tenax Fibers: Persönliche Mitteilung. 2002
- [31] Universität Duisburg: CFK, <http://mb127.uni-duisburg.de/WT/CFK/doc.htm>
- [32] Ullmann´s encyclopedia of industrial chemistry. CD-Ausgabe 2000. Wiley-VCH-Verlag, Weinheim
- [33] Vahle, K.-H. (2000): Persönliche Mitteilung
- [34] Walsh, P. J.: Carbon Fibers, ASM Handbook, Volume 21, Composites, p. 35-40, ASM International, 2001
- [35] Wilmes, H.; Herrmann, A. S.; Kolesnikov, B.; Kröber I.: Festigkeitsanalysen von Bolzenverbindungen für CFK-Bauteile mit dem Ziel der Erstellung von Dimensionierungsrichtlinien, In Jahrbuch 1999, Deutsche Gesellschaft für Luft- und Raumfahrt (DGLR), Berlin, Sep. 1999
- [36] Witt, M.: Composite Materials – the Pros and the Cons. Aircraft Technology Engineering and Maintenance. Oct/Nov 2000
- [37] Zink, W. Airbus GmbH: Welding Fuselage Shells. April 2001.  
<http://www.industrial-lasers.com/archive/2001/04/0401fea1.html>