

Entwicklung einer Leichtbau - Strebe aus Faserverbundwerkstoff für die Luftfahrt

Martin Welsch & Ralph Funck
CirComp GmbH
Marie-Curie-Str.11
67661 Kaiserslautern, Germany
www.circomp.de

Kurzfassung— Die vorliegende Veröffentlichung behandelt die Entwicklung einer Faserverbund-Fahrwerkskomponente für Flugzeuge. Die Strebe wird in einem neuartigen hybriden Herstellungsverfahren bestehend aus der FilaWin®- und RTM Technologie, hergestellt. Durch den verwendeten Lagenaufbau und die Bauteilgeometrie sind hohe Zug- und Drucklasten übertragbar. Die Druck- und Torsionseigenschaften können je nach Bauteilanforderungen durch einen entsprechenden Lagenaufbau variiert werden.

Schlagworte— Faserverbundwerkstoff, Strebe, Fahrwerk, I-Rod, FilaWin®, RTM, Luftfahrt

I. EINLEITUNG

Die Luftfahrtindustrie stellt immer höhere Anforderungen an Steifigkeit, Festigkeit, Gewicht und Korrosionsbeständigkeit. Neben diesen Aspekten spielt die Wirtschaftlichkeit auch eine bedeutende Rolle. Somit ist das Ziel die Entwicklung von Bauteilen mit besseren oder gleichen Eigenschaften bei niedrigerem Gewicht und, wenn möglich, niedrigeren Kosten. Um diesen Herausforderungen gerecht zu werden, ist eine Entwicklung von Komponenten aus neuen leichteren Werkstoffen wie z.B. Faserverbundwerkstoffen unumgänglich. Fahrwerkskomponenten von Flugzeugen (z.B. linkage oder brace) oder Helikoptern (z.B. trailing arm) werden vornehmlich aus herkömmlichen, metallischen Werkstoffen hergestellt. Neuentwicklungen solcher Komponenten aus FVK (Faserverbundkunststoffen) liegen bereits vor. Neben den mechanischen Eigenschaften der Fahrwerkskomponenten steht die Entwicklung eines neuartigen Hybriden-Herstellungsprozesses, bestehend aus der Faserwickeltechnik und des RTM-Prozesses (Resin Transfer Moulding), im Vordergrund. Die entwickelte Komponente wird nachfolgend als I-Rod bezeichnet.

II. STAND DER TECHNIK

Nach dem aktuellen Stand der Technik werden überwiegend Fahrwerkskomponenten für die Luft- und Raumfahrtindustrie aus Titan oder 300M Legierung o.ä. hergestellt. Der Trend bewegt sich jedoch in Richtung von leistungsfähigeren und leichteren Werkstoffen. Aus

wirtschaftlicher Sicht ist 300M ein sehr guter Werkstoff, jedoch ist die Korrosionsbeständigkeit nicht optimal für die Anwendung [1].

Um den Anforderungen gerecht zu werden, finden Entwicklungen in den folgenden Bereichen statt [2]:

A. *Kunststoffverbundwerkstoffe (engl. Polymer Matrix Composites, PMC):* Verbundwerkstoffe (z.B. Faserverbundwerkstoffe) bieten gegenüber herkömmlichen Werkstoffen die Vorteile – Gewicht, Dauerschwingfestigkeit und Korrosionsbeständigkeit (unter Verwendung der korrekten Werkstoffpaarung). I.d.R. werden Komponenten für Fahrwerke mittels einer Faser-Preform und dem Post-Prozess RTM hergestellt. In [3], [4] [5] und [6] werden mehrere Faserverbund Prototypen dargelegt. Darunter beispielsweise ein „drag brace“ für den F16 Kampffjet oder ein „trailing arm“ für den NH-90 Helicopter.

B. *Titan-Verbund-Werkstoffe (engl. Titanium Metal Matrix Composites, TiMMC):* Hierbei handelt es sich um einen Verbundwerkstoff bestehend aus Titan mit einer zusätzlichen Verstärkung wie z.B. Fasern. Dabei kann beispielsweise eine SiC (Siliciumcarbid) Faser eingesetzt werden. Diese Werkstoffkombination ist besonders für Anwendungen geeignet, bei denen eine extrem hohe Steifigkeit gefordert wird [5]. Ein wesentlicher Nachteil dieses Werkstoffes sind die hohen Herstellungskosten.

C. *Hochfeste nichtrostende Stähle:* Im Bereich der hochfesten, nichtrostenden Stähle werden neue Werkstoffe entwickelt, die im Vergleich zu bekannten Werkstoffen höhere Festigkeiten, exelente Korrosionsbeständigkeiten und höhere Bruchzähigkeiten aufweisen (z.B. X1CrNiMoAlTi12-11-2) [2].

Abbildung 1 zeigt eine Übersicht von Werkstoffen, die für Fahrwerkskomponenten in Frage kommen.

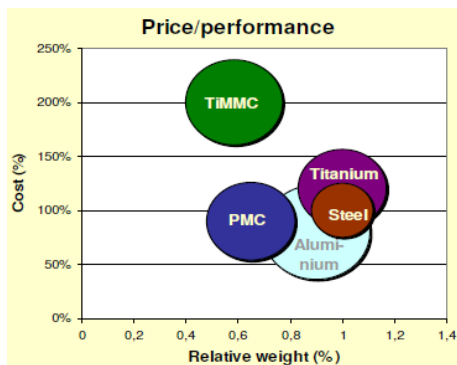


Abbildung 1: Vergleich von Kosten und Gewichtersparnis für verschiedene Werkstoffe [5]

Es zeigt sich, dass Kunststoffverbundwerkstoffe (PMC) neben einem Gewichtsvorteile von ca. 40% ein ähnliches Preisniveau wie herkömmliche Werkstoffe ausweisen.

III. I-ROD DESIGN UND HERSTELLUNGSKONZEPT

Für die Herstellung eines ersten I-Rod Prototyps wird eine vereinfachte Geometrie gewählt. Abbildung 2 zeigt das 3D-Modell der entwickelten Komponente.

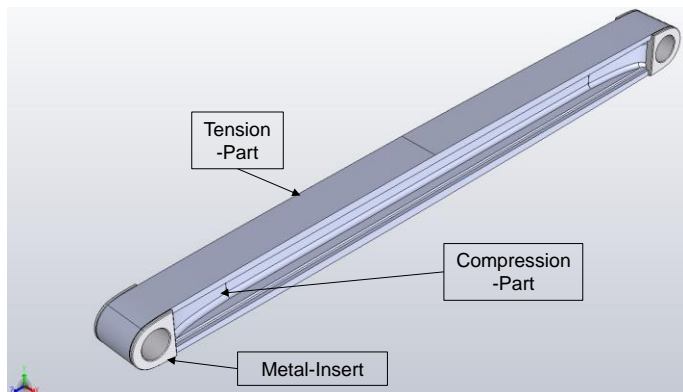


Abbildung 2: 3D-Modell des FVK I-Rods

Die Hauptabmessungen des I-Rods sind wie folgt:

- Augendurchmesser 20mm (Lasteinleitung)
- Länge Auge-Auge 453mm
- Höhe ca. 31mm
- Breite 30mm (Laminat)

Die Komponente besteht aus einem Zuggurt, im Wesentlichen zur Übertragung der Zuglasten und aus einem Steg, im Wesentlichen zur Übertragung der Drucklasten. Für die Herstellung des Zuggurtes ist die FilaWin® Technologie prädestiniert, da eine endlos faserverstärkte Schlaufenverbindung hergestellt werden kann. Der Drucksteg wird im RTM Verfahren hergestellt. Die Lasteinleitung wird über ein metallisches Insert realisiert (z.B. aus dem Werkstoff Titan).

Je nach Anforderungen von Torsionssteifigkeit, Knickstabilität etc. kann der Lagenaufbau für den Drucksteg

und das Material variiert werden. Für die ersten Prototypen wird ein 0/90° Lagenaufbau verwendet.

Für den Zuggurt wird ein quasi UD-Lagenaufbau gewählt. Dadurch liegen die Fasern optimal im Lastpfad.

IV. EIGENSCHAFTEN DES I-RODS

Abbildung 3 zeigt einen I-Rod Prototypen, der mit dem zuvor beschriebenen hybriden Herstellungsprozess gefertigt und anschließend lackiert wurde.



Abbildung 3: I-Rod Prototyp

TABELLE 1: MECHANISCHE EIGENSCHAFTEN DES I-RODS

E-Modul _{axial, Zug} [GPa]	155
E-Modul _{axial, Druck} [GPa]	61
Schubmodul G [MPa]	2800
Schubfestigkeit [MPa]	90
Masse m [g]	431,5

Je nach Lagenaufbau des Stegs kann der Druck E-Modul und der Schubmodul an die Bauteilanforderungen angepasst werden. Bei einem ±45° Lagenaufbau würde der Schubmodul theoretisch 29GPa und die Schubfestigkeit 480MPa betragen.

V. STATISCHER ZUG-/ DRUCKVERSUCH

Gefertigte Prototypen werden einer statischen Zug-/ Druckprüfung unterzogen. Dafür wird eine AllroundLine Z250 SE der Firma Zwick/Röll verwendet. Dabei wird folgender Testablauf verwendet:

1. Aufbringen einer Vorkraft von 250N mit einer Traversengeschwindigkeit von 10mm/min
2. Start der Prüfung bis zum Bruch mit einer Prüfgeschwindigkeit von 8mm/min

Tabelle 2 zeigt die maximal erreichten Lasten des I-Rods.

TABELLE 2: ERGEBNISSE DER ZUG-/ DRUCKPRÜFUNG

Max. Drucklast [kN]	65
Max. Zuglast [kN]	247

Ein vergleichbarer Aluminium Rod würde ein ca. 50% höheres Gewicht besitzen um die gleichen Lasten zu übertragen. Es zeigt sich, dass ein hohes Potential für Faserverbund Komponenten im Bereich von Flugzeug- und Helikopterfahrwerken besteht.

VI. ZUSAMMENFASSUNG

Das Projekt I-Rod beschäftigt sich mit der Entwicklung einer vereinfachten Strebe für Flugzeugfahrwerke aus FVK. Der aktuelle Stand der Technik zeigt, dass der Trend in Richtung leichter und hochbelastbarer Strukturen verläuft. Wirtschaftlich gesehen liegen Komponenten aus Faserverbund preislich etwas höher als herkömmliche metallische Komponenten, bieten aber einen Gewichtsvorteil von ca. 50%.

Die entwickelte Komponente wird in einem neuen hybriden Fertigungsprozess, bestehend aus der FilaWin[®] Technologie und dem RTM Prozess, hergestellt. Dabei wird die Zuglast über eine quasi UD Schlaufenverbindung übertragen. Mit der vorliegenden Geometrie liegt die max. Zuglast bei 247kN. Die Drucklast wird über ein I-Profil mit einem 0/90° Lagenaufbau übertragen. Es können Drucklasten von bis zu 65kN erreicht werden. Um die gleichen Lasten mit einer Aluminium Komponente übertragen zu können, würde das Bauteil ca. 50% Zusatzgewicht besitzen. Es zeigt sich, dass ein hohes Potential für Faserverbund Komponenten im Bereich von Flugzeug- und Helikopterfahrwerken besteht.

LITERATUR

- [1] Trends in landing gear material; Aeospace Engineering; September 2005
- [2] New Landing Gear Materials; The Shot Peener; 2011
- [3] H.G.S.J. Thuis - The development of composite landing gear components for aerospace applications; National Aeospace Laboratory NLR; April 2004
- [4] H.G.S.J. Thuis – Development of a composite torque link for helicopter landing gear applications; National Aeospace Laboratory NLR; ICCM-12; 1999
- [5] T. Sijpkens, P. Vergouwen – Composite materials for structural landing gear components; 30th European Rotorcraft Forum; ERF 2004
- [6] E. Leung, R. Rochette – The Development and Certification of Composite Landing Gear Components; Sampe UK & Ireland; SAFRAN, Messier-Bugatti-Dowty; February 2013