

NEUE INNOVATIVE FASERVERBUND LANDEKLAPPEN- VERBINDUNGSELEMENTE FÜR ZUKÜNFTIGE VERKEHRSFLUGZEUGE

T. Havar*, M. Schouten*, Y. Roth**

* EADS Deutschland GmbH
Corporate Research Center
Abt. Composite Technologies
81663 München

**Airbus
Abt. ESRBG
Hünefeld Str. 1-5
28183 Bremen

1. ZUSAMMENFASSUNG

Zukünftige Verkehrsflugzeuge wie der A350 haben das Ziel, wirtschaftlicher und leistungsfähiger zu werden. Zur Verbesserung der Hochauftriebssysteme wurde eine neue Faserverbundstruktur für die hintere Verbindung (Rear Link) zwischen Landeklappen und dessen Träger entwickelt. Diese konnte im Vergleich zum heutigen metallischen Design das Gewicht erheblich reduzieren und gleichzeitig die Fertigungskosten auf knapp der Hälfte minimieren. Des Weiteren konnte die Integration von Gelenklagern ohne zusätzliche Stahlbuchsen aufgezeigt werden. Hierdurch kann eine Leistungssteigerung und höhere Wirtschaftlichkeit für zukünftige Verkehrsflugzeuge erzielt werden.

Die Auslegung des neuen Designs wurde mit numerischen 2D und 3D Rechnungen durchgeführt. Hierbei wurden die primären Zuglasten wie auch die Lagerreibung berücksichtigt.

Die heutigen Fertigungsverfahren für Faserverbund Schlaufen, wie z.B. Wickeln, sind mit hohen Herstellkosten und Zeitaufwand verbunden. Es wurde daher ein neues Fertigungskonzept entwickelt, um die Kosten und die Fertigungszeit zu reduzieren. Das neue Multi-Bauteil Fertigungskonzept sieht vor, mehrere Faserverbund Rear Links gleichzeitig zu fertigen. Auf Basis der Dimensionierung wurden mehrere Prototypen und Versuchsbauteile erfolgreich gefertigt.

In einem abschließenden Lebensdauer-Strukturversuch wurde ein Versuchsbauteil mit dem Lastspektrum eines Flugzeuglebens auf Schadensverhalten und Festigkeit geprüft.

2. EINLEITUNG

Die heutige äußere Landeklappen des Airbus A340 ist an drei Stellen gelagert (Track 3 bis 5). Die Lagerung der Landeklappen besteht aus einem Wagen (Flap Track Carriage), der auf einer Schiene nach hinten fährt, und von einem Rear Link, der hinten an der Schiene montiert ist (siehe Bild 1). Über diese Lagerung werden alle Kräfte auf den Flügel übertragen.

In einem Kooperationsprojekt zwischen Airbus, EADS Military Air Systems und der EADS Forschung soll der heutige metallische A340 Flap Rear Link an Track 3 als CFK Struktur ausgelegt und gebaut werden. Ziel ist es, die Leistungsfähigkeit von zukünftigen Verkehrsflugzeugen durch eine

Gewichtsreduzierung und die Wirtschaftlichkeit durch die Minimierung der Fertigungszeit und Kosten zu erhöhen.

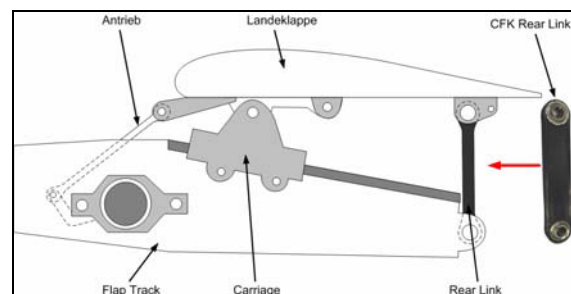


Bild 1: A340 Flap Track

In der Konzept- und Vorentwicklungsphase wurden mehrere Design-Konzepte für den Rear Link in CFK Bauweise entwickelt. Das bevorzugte Design ist ein schlaufenartiges Konzept mit einem Druckstück, welches die Lasten optimal im Bauteil aufnehmen kann.

3. DESIGN DES REAR LINKS

3.1. Anforderungen

Das Design des Rear Links wird primär von den Lasten und dem zu Verfügung stehenden Bauraum geprägt. Hierbei galt es das Gewicht zu reduzieren und die Fertigungszeit und Kosten zu verringern, um die Anforderungen nach höherer Leistungsfähigkeit und Wirtschaftlichkeit für zukünftige Verkehrsflugzeuge zu erfüllen.

Die Hauptanforderungen an den Rear Link bestehen aus hohen Zuglasten. Bei extremen Klappenstellungen können jedoch ebenfalls Drucklasten auf den Rear Link wirken. Aufgrund der Klappenverformung unter Last und der Kinematik des Rear Links entstehen Reibmomente in den Lagern, wodurch die Lasten erheblich erhöht werden. Hierbei wird von einer Biegung des Rear Links um die Längsachse ausgegangen.

Weitere Anforderungen kommen aus dem Flugbetrieb, wie z.B. Chemikalienbeständigkeit gegen Hydrauliköl oder Enteisungsflüssigkeit. Des Weiteren muss der Rear Link die gegebenen Lasten bei Tieftemperaturen und Hitze ertragen können. Diese Anforderungen werden vom eingesetzten Material erfüllt, welches aus luftfahrtzugelassenen Fasern und Epoxy-Harzen besteht.

3.2. Design

Um die primären Anforderungen bezüglich Leistungsfähigkeit und Wirtschaftlichkeit zu erfüllen, konzentrierten sich die Untersuchungen auf ein leichteres und günstigeres Faser-verbund-Design des heutigen metallischen Rear Links (siehe Bild 2).



Bild 2: CFK Design des Rear Links

Infolge der hohen primären Zugbelastung wurde eine Schlaufenbauweise für das neue Design gewählt. Hierbei erstreckt sich eine CFK Schlaufe über beide Augen, wodurch die hohen Zugkräfte übertragen werden. Zwischen den Augen ist ein Sandwich Druckkern integriert, der die sekundären Druckkräfte und Reibmomente des Rear Links aufnimmt (siehe Bild 3). Für die Integration der Gelenklager wurde ein Innenring aus GFK eingesetzt. Durch die gezielte Aufnahme der Lasten mittels der einzelnen Teilstücke können die Fasern optimal ausgenutzt werden.

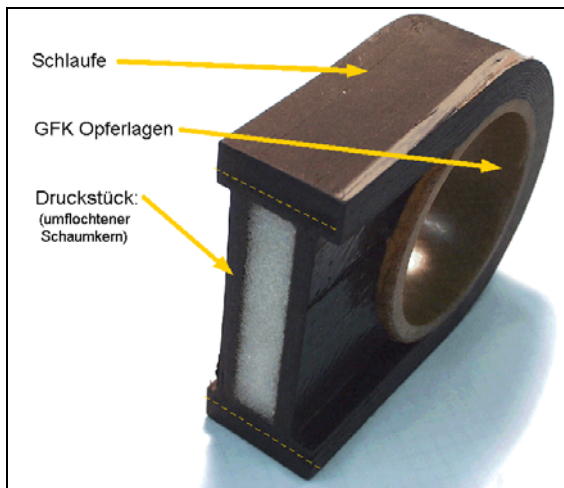


Bild 3: Schnitt durch den CFK Rear Link

4. AUSLEGUNG

4.1. FEM Modell

Aufgrund der komplexen Geometrie und Lastverteilung des CFK Rear Links ist eine analytische Berechnung nicht möglich. Daher wurde der Rear Link numerisch mit nicht linearer Kraftübertragung (Kontakt-Algorithmus) gerechnet. Das FEM Modell wurde im Preprozessor Mentat der Firma MSC Software erstellt. Für die Berechnungen wurde der nichtlineare Solver Marc von MSC Software benutzt.

4.1.1. Modellierung

Die Auslegung des Rear Links wurde mittels einem 3D FEM Modell durchgeführt. Die Geometrie eines halben Rear Links wurde dazu diskretisiert (siehe Bild 4). Dies ist notwendig, weil das Erstversagen interlaminar zwischen Schlaufe und

Druckstück auftritt. Beim 3D FEM Modell konnten jetzt ebenfalls alle Lasten aufgebracht werden, d.h. Zuglasten inklusive der Lagerreibmomente. Des Weiteren wurden B-Werte als Materialfestigkeiten bei der Auswertung der Berechnungen angesetzt. Diese B-Werte werden zur Absicherung gegen die Streuung in den Materialkennwerten verwendet.

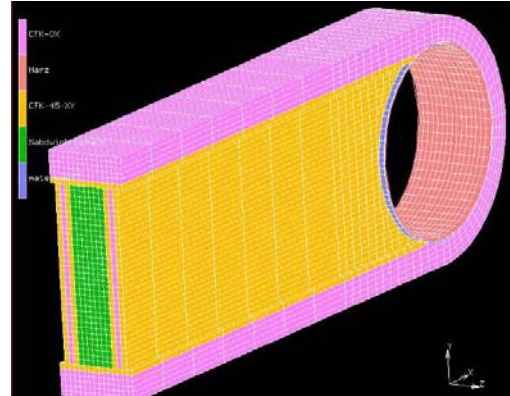


Bild 4: 3D FEM Modell des CFK Rear Links

4.1.2. Kraftübertragung

Die Kraftübertragung vom Bolzen auf den Rear Link ist maßgebend für die interne Lastverteilung. In der Realität werden an den Kontaktflächen nur Druckkräfte vom Bolzen auf den Schlaufeninnenring übertragen. Dies wird mit einem nichtlinearen Kontakt-Algorithmus im FEM Modell nachgebildet. Hierbei wird geprüft, ob Knoten an Elemente stoßen und bei Kontakt können Kräfte übertragen werden. Bei geringen Zugkräften löst sich der Kontakt, so dass sichergestellt werden kann, dass nur Druckkräfte übertragen werden.

4.2. Berechnungsergebnisse

Die numerischen Analysen haben gezeigt, dass aufgrund der Lagerreibung (Biegung) auf der einen Seite des Rear Links überhöhte Zugspannungen auftreten, während auf der gegenüberliegenden Seite leichte Druckspannung in Faserrichtung zu sehen sind (siehe Bild 5).

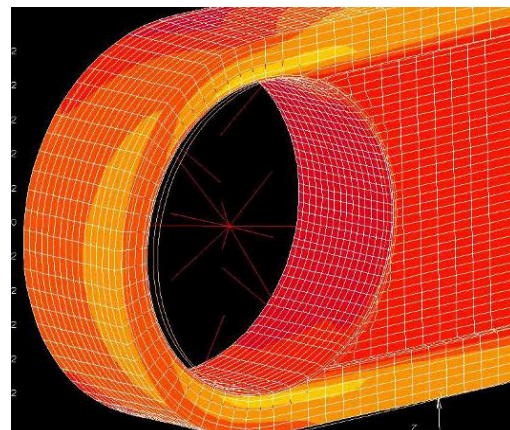


Bild 5: FEM Analyse - Spannung in Faserrichtung

Die Berechnungen haben gezeigt, dass alle Lasten mit ausreichenden Reserve-Faktoren ertragen werden können.

5. FERTIGUNG

5.1. Fertigungskonzept

Faserverbundschlaufen werden seit langem bei Hubschrauber-Rotorblättern und in der Raumfahrt eingesetzt. Die herkömmlichen Methoden, wie z.B. Wickeln, sind sehr zeintensiv und mit hohen Fertigungskosten verbunden. Um die Wirtschaftlichkeit bei zukünftigen Verkehrsflugzeugen zu verbessern, wurde ein neues Fertigungskonzept entwickelt. Dieses besteht aus zwei Hauptaspekten:

- 1) Zum einen werden mehrere CFK Rear Links synchron gefertigt (Multi-Part Konzept), wodurch die Fertigungszeit erheblich verringert wird.
- 2) Zum anderen wird die Schlaufe mittels UD-Flechten aufgebracht, wodurch die Kosten erheblich verringert und dadurch die Wirtschaftlichkeit verbessert werden kann.

5.1.1. Multi-Part Konzept

Beim Multi-Part Konzept wird jeweils ein Druckstück und ein Verlustkern aneinander gereiht. Die Pre-Form lässt sich auf bis zu 20 Rear Links erweitern. Anschließend wird die Schlaufe auf alle Druckstücke und Verlustkerne aufgebracht (siehe Bild 6).

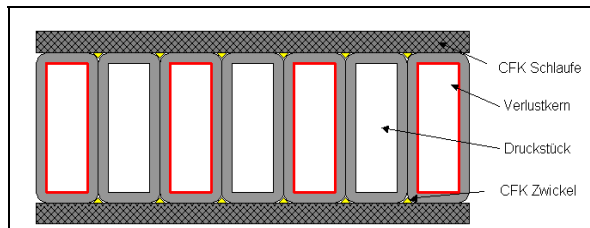


Bild 6: Multi-Part Fertigungskonzept.

Nach dem Infiltrieren mittels VAP Verfahren und dem Aushärten können die einzelnen Rear Links aus dem Gesamtbauteil herausgeschnitten werden (siehe Bild 7). Zuletzt müssen die Lagerbohrungen auf Passung und der Rear Link endkonturfräst werden.

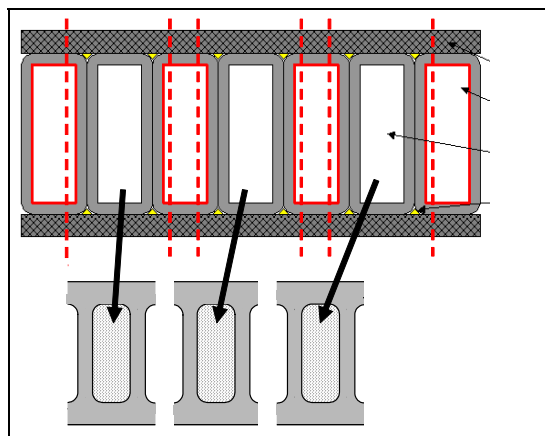


Bild 7: Auftrennen in einzelne Rear Links

5.1.2. UD Flechten

Das UD-Flechten unterscheidet sich von herkömmlichen Flechten, indem unterschiedliche Anteile und Fasern für die Kett- und Schussrichtung verwendet werden [1]. Für die Fertigung der Rear Link Schlaufe ist ein Geflecht mit einem sehr hohen Anteil an Kettfäden und einem geringen Anteil von Schussfäden erzeugt worden. Die Kettfäden bestehen aus CFK-Filamenten und verlaufen annähernd in Längsrichtung der Schlaufe. Die Schussfäden bestehen aus Thermoplastfäden (Grylon), die gleichzeitig zum Vorkompaktieren der Schlaufe verwendet wurden. Hierdurch entsteht ein Laminat ähnlich eines UD-Gewebes. Die mechanischen Eigenschaften des UD-Geflechts sind ebenfalls mit handelsüblichen UD-Geweben vergleichbar.

5.2. Fertigung von Rear Links

5.2.1. Fertigung der Druckkerne

Die Fertigung des CFK Rear Links erfolgt in mehreren Schritten. Zuerst werden die Druckkerne als Preform hergestellt. Hierbei wird ebenfalls das Multi-Part Konzept weiterverfolgt, indem mehrere Druckkerne synchron hergestellt werden. Auf ca. 1m lange konturfräste Schäume werden mittels der UD Flechttechnik CFK Lagen unter 45° aufgebracht und an den Seiten zusätzlich mit 0° UD-Geweben verstärkt. Nach dem Vorkompaktieren werden die einzelnen Druckstücke auf einer Ultraschall-Schneide-Anlage auf Endkontur inklusive dem Augenradius geschnitten (siehe Bild 8).

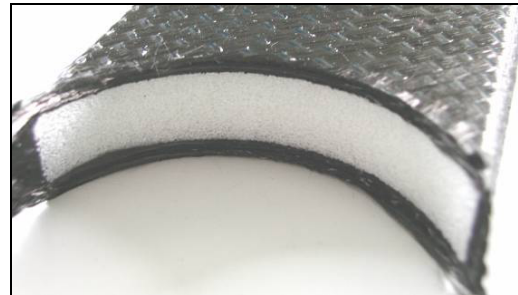


Bild 8: Konturgeschnittener CFK Druckkern

Um den Innenring herzustellen, werden GFK Geflechtschläuche auf beschichtete Aluminium Kerne (Fertigungsmittel) aufgezogen. Diese bilden später die Augen, in denen die Lager integriert werden (siehe Bild 9).



Bild 9: Aluminium Kerne mit GFK Geflecht

5.2.2. UD-Flechten der Schlaufe

Die vorgefertigten Druckstücke und GFK Rohre müssen für das Flechten der CFK Schlaufen erst zusammengefügt werden (siehe Bild 10). Hierbei werden zwischen den zwei GFK Rohren abwechselnd die Druckstücke und Verlustkerne eingesetzt (siehe Bild 6), so dass mehrere Rear Links gleichzeitig geflochten werden können. In die Radien zwischen den Druckstücken werden CFK Zwickel eingesetzt, um Harzsammlungen zu vermeiden. An den beiden Enden werden die zwei Aluminiumkerne durch Abstandhalter miteinander verbunden (siehe Bild 10). Die Abstandhalter sind aufgrund der geringen Wärmeausdehnungen aus CFK gefertigt, um eine Verschiebung der zwei Aluminiumkerne beim Aushärten unter 180° zu verhindern.

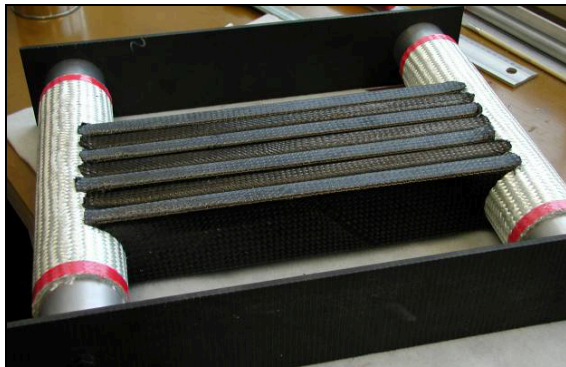


Bild 10: Zusammengefügte Druckstücke

Nach dem Zusammensetzen der Druckstücke wird die Schlaufe mittels UD-Flechttechnik auf alle Druckstücke aufgebracht (siehe Bild 11). Hierbei wird unter einem sehr steilen Flechtwinkel geflochten, so dass die UD-Lagen der Schlaufe annähernd in Längsrichtung verlaufen.

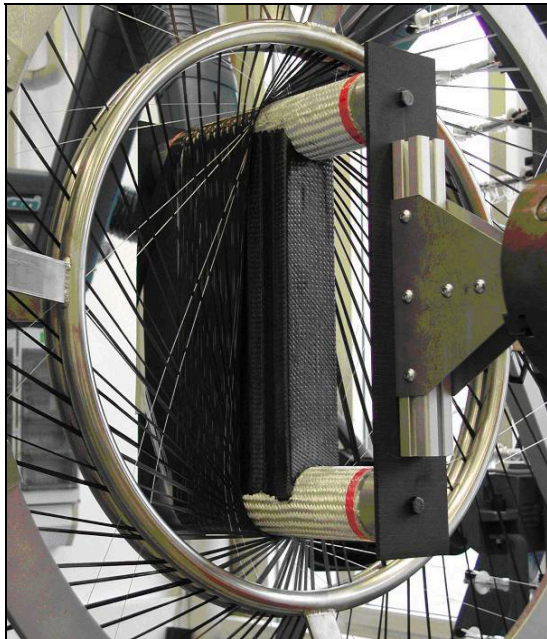


Bild 11: UD Flechten der Schlaufe

5.2.3. Infiltration und Aushärtung

Nachdem die Preform fertig gestellt wurde (siehe Bild 12), wird diese mit Epoxy Harz infiltriert und anschließend ausgehärtet. Dies geschieht mittels dem Vacuum Assisted Process (VAP) Infiltrationsprozess [1].

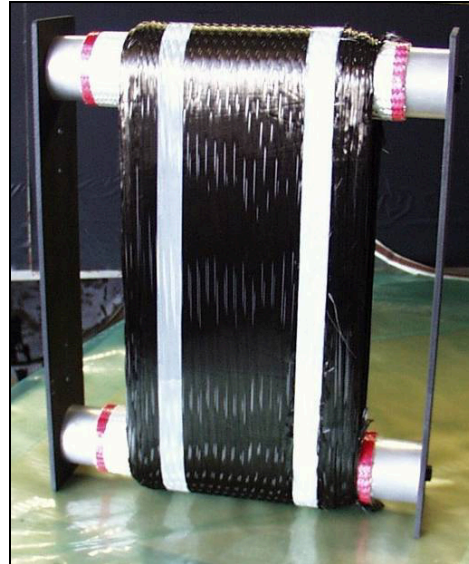


Bild 12: Fertige Preform

5.2.4. Endbearbeitung

Nach dem Aushärteprozess muss das Bauteil entformt und in die einzelnen Rear Links aufgeteilt werden. Anschließend müssen die Augen auf die geforderte Toleranz gespindelt und der Rear Link ebenfalls auf Endkontur gefräst werden. Zuletzt müssen die Lager unter Tieftemperatur eingepresst werden.



Bild 13: CFK Rear Link mit integrierten Lagern

6. VERSUCHE

6.1. Versuchsaufbau

Es wurden statische Vorversuche und Lebensdauertests mit dem CFK Rear Link durchgeführt. Die Versuche wurden in einer Zugprüfmaschine durchgeführt, wobei die Biegelast aufgrund der Lagerreibung als äquivalente Zuglast aufaddiert wurde.

Die Lebensdauertests wurden anhand des Lastspektrums über ein Flugzeugleben in Anlehnung an Airbus Standards durchgeführt. Um die Versuche mit der Berechnung vergleichen zu können wurden an mehreren Stellen DMS aufgeklebt (siehe Bild 14). Zusätzlich wurden Vorschädigungen mittels Impacts auf den Rear Link aufgegeben, um ein eventuelles Schadenswachstum zu untersuchen.

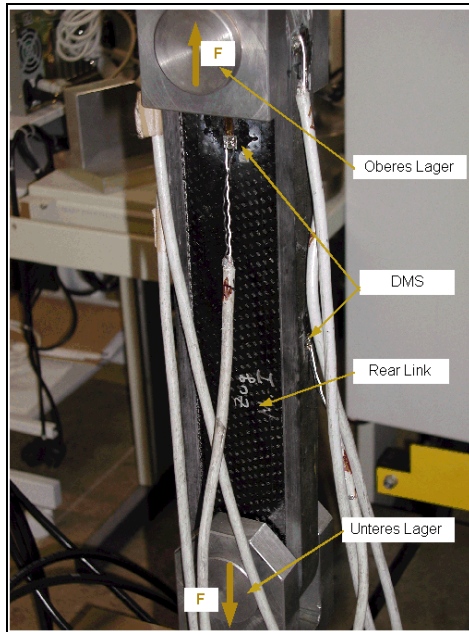


Bild 14: Versuchsaufbau

6.2. Versuchsergebnisse

Die Versuchsauswertung konzentriert sich auf die statischen Versuche, da hier die Lasten um ein Vielfaches höher sind als die dynamische Belastung. In Bild 15 ist der statische Test am Ende des Lebensdauertests dargestellt. Hierbei wurde der Rear Link mit der maximal auftretenden Last (Limit Last: LL; siehe Bild 15) belastet. Anschließend wurde die Last um den Sicherheitsfaktor erhöht (Ultimate Last: UL). Zuletzt wurde der Rear Link bis zum Versagen belastet.

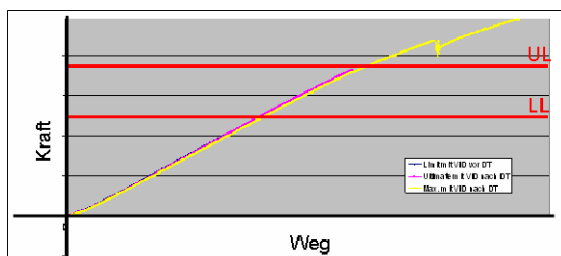


Bild 15: Statischer Versuch nach Flugzeugleben

Erst beim letzten Versuch zeigte sich ein Erstversagen des Rear Links infolge eines Zwischenfaserbruchs zwischen den Schlaufenlagen und dem Druckstück (siehe Bild 16). Aufgrund der Zuglast entstehen in der Schlaufe hohe Zugspannungen. Gleichzeitig ist das Druckstück nur gering belastet, wodurch hohe interlaminare Scherspannungen zwischen der Schlaufe und dem Druckstück entstehen. Diese interlaminaren Scherspannungen führen schließlich zum Ablösen der Schlaufe vom Druckstück. Die weiteren Zuglasten werden anschließend nur von der Schlaufe getragen, bis diese bei sehr hohen Lasten ebenfalls versagt.

Der Lebensdauerversuch des CFK Rear Links hat gezeigt, dass die statischen und dynamischen Lasten mit ausreichend Sicherheit ertragen werden können.

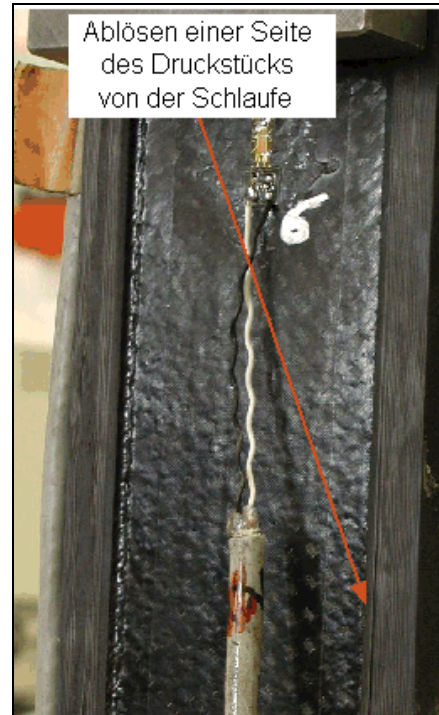


Bild 16: Versagen im Rear Link

7. VERSUCHSABGLEICH

Für einen Versuchsabgleich sind zusätzlich Rechnungen mit den Versuchslasten durchgeführt worden. Hierbei ist die Biegung des Rear Links infolge der Lagerreibung, durch eine äquivalente Zuglast ersetzt worden. Für den Vergleich der Versuche mit den Rechnungen werden die Mittelwerte der Materialkennwerte angesetzt. Daher wird der Faktor für die B-Wert Bestimmung in den FEM Rechnungen nicht berücksichtigt. Der Versuchsabgleich zeigt, dass der Unterschied zwischen der berechneten und experimentell ermittelten Versagenslast sehr gering ist.

8. AUSBLICK

Die FEM Rechnungen werden maßgeblich von den interlaminaren Materialeigenschaften beeinflusst. Hierbei wurden die Laminatfestigkeiten quer zur Faser als interlaminare Materialeigenschaften angenommen, da diese weitestgehend unbekannt sind. Durch eine experimentelle Ermittlung der interlaminaren Materialeigenschaften ist eine genauere Berechnung des CFK Rear Links möglich.

9. REFERENZEN

- [1] Gessler, Brandt, Maidl, Breu, Schneider. Neue Entwicklung bei der Fertigung von Kohlenstoffaserverpreforms mit der Rundflechttechnik - Paper, Deutscher Luft- und Raumfahrtkongress 2004. Braunschweig 2004.