

ENTWICKLUNG EINER PRÜFMASCHINE ZUM TESTEN VON HUBSCHRAUBER-HAUPTROTORBLÄTTERN

I. Bayerdörfer, D. Wierer, W. Oefner, W. Wagner
Eurocopter Deutschland GmbH
81663 München

ÜBERSICHT

Gegenstand der vorliegenden Arbeit ist die Entwicklung einer universellen Blattbiegemaschine zur Prüfung von Rotorblättern. Diese Prüfmachine dient dem Nachweis der Festigkeit von Hauptrotorblättern bis zu einer Hubschrauber-Gewichtsklasse von elf Tonnen.

In der Prüfmachine können die im Flug auftretenden Beanspruchungen an Hauptrotorblättern simuliert werden. Die Blattlasten setzen sich aus der Überlagerung von Querkraften und Biegemomenten in Schlag- und Schwenkrichtung, Torsionsmoment und Fliehkraft zusammen. Die daraus resultierenden Kräfte, Momente und Wege werden mittels Hydraulikzylinder über ein zentrales kardanisches ausgeführtes Lasteinleitungselement in den Prüfling eingeleitet. Dieses Bauteil muss hohe Kräfte bei zugleich großen Verformungswegen übertragen. Es weist die Besonderheit auf, dass die Kraftangriffspunkte von Schlagen und Fliehkraft in einem Punkt zusammenfallen.

Eine Weiterentwicklung der Blattbiegemaschine besteht in dem Bestreben, die im Flug auftretenden Belastungen noch genauer simulieren zu können. Dies führt zu der Herausforderung, das zentrale Lasteinleitungselement so weiterzuentwickeln, dass die aus Schlagen und Schwenken resultierenden Kräfte und die Fliehkraft in einem Punkt wirken.

Mit der Prüfmachine werden sowohl statische als auch dynamische Prüfungen durchgeführt, wobei die verschiedenen Fluglastfälle als Kollektivbeanspruchung aufgebracht werden. Der Bericht umfasst auch ein Kapitel über die Rotorblattprüfung, in dem der Anwendungsbereich der universellen Blattbiegemaschine dargestellt wird.

INHALT

1	EINLEITUNG
2	LASTENHEFT DER PRÜFMASCHINE
2.1	Auslegungsdaten
2.2	Maschinenrahmen
2.3	Lasteinleitung
3	UNIVERSELLE BLATTBIEGEMASCHINE
3.1	Basisrahmen
3.2	Querkrafteinleitung
3.2.1	<i>Kardanelement</i>
3.2.2	<i>Zylinderaufnahme</i>
3.3	Fliehkraftstrang
3.3.1	<i>Faserrohr</i>
3.3.2	<i>Verstelleinheit</i>
4	ROTORBLATTPRÜFUNG
5	ZUSAMMENFASSUNG
6	LITERATUR

1. EINLEITUNG

Bei der Fa. Eurocopter Deutschland GmbH (ECD) werden schon seit vielen Jahren Hauptrotorblätter entwickelt und im Rahmen von Komponententests geprüft. Das Rotorblatt wird dabei statischen und dynamischen Prüfungen unterzogen, wie sie für die Erlangung der Serienflugzulassung und der serienbegleitenden Qualitätsprüfung erforderlich sind. Hierfür stehen bereits zwei Blattbiegemaschinen zur Verfügung, die jedoch Einschränkungen hinsichtlich der Prüflingsabmessungen und Auslenkungen aufweisen. Daher war es Ziel der vorliegenden Arbeit, eine universelle Blattbiegemaschine zur Prüfung von Hauptrotorblättern bis zu einer Hubschrauber-Gewichtsklasse von elf Tonnen zu entwickeln. Eine weitere Besonderheit der universellen Blattbiegemaschine besteht in der Weiterentwicklung des zentralen Lasteinleitungselementes, das so ausgeführt wurde, dass die Kraftangriffspunkte von Schlagen und Fliehkraft in einem Punkt zusammenfallen. Der Bericht befasst sich mit der Entwicklung der universellen Blattbiegemaschine unter Vorgabe eines definierten Lastenheftes. Im abschließenden Kapitel Rotorblattprüfung wird der Anwendungsbereich der Prüfmachine aufgezeigt.

2. LASTENHEFT DER PRÜFMASCHINE

Wie erwähnt, betreibt die Fa. Eurocopter bereits zwei eigenentwickelte Blattbiegemaschinen, die jedoch Einschränkungen hinsichtlich der Prüflingsabmessungen und Auslenkungen aufweisen. Das Lastenheft der neuen Prüfmachine wurde mit der Zielsetzung festgelegt, eine universelle Blattbiegemaschine zu entwickeln, die zur Prüfung von allen derzeitigen ECD-Hauptrotorblättern geeignet ist.

Zum besseren Verständnis der nachfolgenden Begriffe erfolgt an dieser Stelle eine kurze Vorbemerkung zu Prüfling und Beanspruchungsart. Ausführlichere Beschreibungen finden sich in Kapitel 4.

Die Rotorblattprüfung wird an einzelnen Blattabschnitten vorgenommen, da es praktisch nicht möglich ist, alle an einem gesamten Rotorblatt auftretenden Belastungen im Prüfstand abzubilden. In der Blattbiegemaschine werden vor allem die Beanspruchungen im Blattanschlussbereich simuliert. Hierfür ist es ausreichend, den sog. Blatthals des Rotorblattes als Prüfling einzuspannen.

Am Rotorblatt treten neben Fliehkraft und Torsion die beiden charakteristischen Beanspruchungsarten Schlagen und Schwenken auf. Als Schlagen bezeichnet man die Blattbewegung in Auftriebsrichtung, unter Schwenken versteht man die Blattbewegung in der Rotordreheebene.

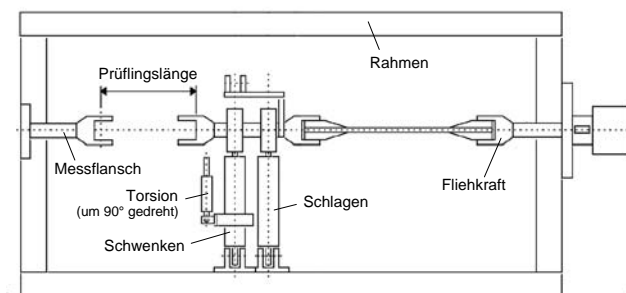


Bild 1 Schematischer Aufbau der Prüfmachine

In **Bild 1** ist der Aufbau der Blattbiegemaschine schematisch dargestellt. Es zeigt einen Basisrahmen, an dem auf der linken Seite der Messflansch zur Aufnahme des Prüflings und auf der gegenüberliegenden Seite der Zylinder zur Aufbringung der Fliehkraft angeflanscht ist. Der Prüfling ist über den Blattanschluss im Messflansch eingespannt. Die andere Seite des Prüflings ist im Lasteinleitungselement gelagert, das von drei Zylindern angesteuert wird, um die Blattbewegungen Schlagen, Schwenken und Torsion zu simulieren. Dem Bild ist auch die Besonderheit zu entnehmen, dass der Torsionszylinder auf dem Schwenkzylinder positioniert ist. Zwischen dem Lasteinleitungselement und dem Fliehkraftzylinder befindet sich ein Verbindungselement zur Kraftübertragung. Ergänzend veranschaulicht **Bild 2** die resultierenden Kräfte und Momente in der Ebene der Querkrafteinleitung.

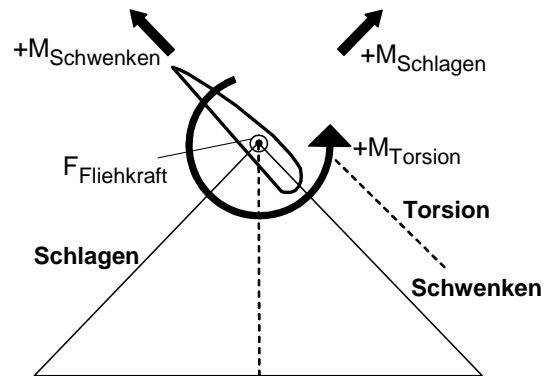


Bild 2 Kräfte und Momente am Prüfling mit Richtungspfeilen der Auslenkung

2.1. Auslegungsdaten

In diesem Abschnitt sind alle Vorgaben zusammengefasst, die für die Dimensionierung der Prüfmachine erforderlich sind.

Tabelle 1 weist die Zylinderkräfte nach der Betriebsart (statisch, dynamisch) differenziert aus. Die zugehörigen Wege sind in **Tabelle 2** aufgezeigt, wobei anzumerken ist, dass diese durch Kombination von Zylinderhub und einer zusätzlichen Einstellvorrichtung zu erzielen sind. Für die Blattbewegungen Schlagen und Schwenken sind in **Bild 3** die maximalen Auslenkungen aus der Nulllage anschaulich dargestellt.

Der geforderte Verstellbereich für die Aufnahme des Prüflings beträgt -100 mm bis $+1200 \text{ mm}$ bezogen auf den kleinsten vorhandenen Prüfling mit einer Länge von 1180 mm .

		Beanspruchungsart	
		statisch	dynamisch
Querkräfte [kN]	Schlagen	150	± 60
	Schwenken	92	± 40
	Torsion	10	± 5
Fliehkraft [kN]		360	250 ± 20

Tabelle 1 Auslegung: Maximale Zylinderkräfte

		Auslenkung [mm]		
		statisch		dynamisch
		min	max	min/max
Belastungsart	Schlagen	- 400	+ 800	± 400
	Schwenken	- 200	+ 400	± 200
	Torsion	- 120	+ 200	± 100
	Fliehkraft	0	+ 300	± 150

Tabelle 2 Auslegung: Max. Zylinderauslenkungen

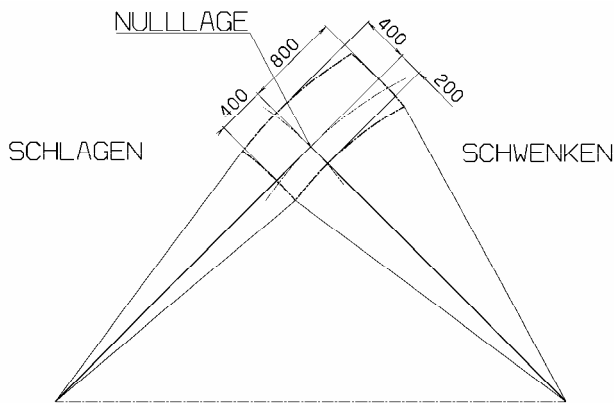


Bild 3 Maximale Zylinderauslenkungen

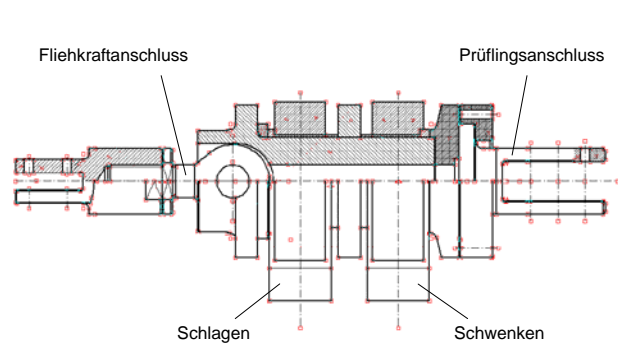


Bild 4 Querkrafteinleitung (bisherige Ausführung)

2.2. Maschinenrahmen

Die Rahmenkonstruktion orientiert sich im Wesentlichen an den vorhandenen Ausführungen. Folgende Anforderungen sind in Bezug auf den Maschinenrahmen zu erfüllen:

- Alle auftretenden Kräfte und Momente sind vom Maschinenrahmen vollständig aufzunehmen
- Die resultierenden Verformungen sind so gering wie möglich zu halten
- Folgende Maximalabmessungen in Millimeter sind bei der Rahmenkonstruktion einzuhalten: Länge 10000, Breite 3900, Höhe 3500.

2.3. Lasteinleitung

Neben dem universellen Einsatzbereich besteht eine weitere Zielsetzung der neuen Prüfmaschine in der Weiterentwicklung des zentralen Lasteinleitungselementes. **Bild 4** zeigt als Referenz eine Skizze der derzeitigen Querkrafteinleitung mit Fliehkraftanschluss. Folgende Vorgaben sind bei der vorliegenden Konstruktion hinsichtlich der Lasteinleitung zu berücksichtigen:

- Übertragung von hohen Kräften bei zugleich großen Verformungswegen
- Die Kraftangriffspunkte von Schlagen und Fliehkraft sollen in einem Punkt zusammenfallen
- Weiterentwicklung des zentralen Lasteinleitungselementes, so dass die aus Schlagen und Schwenken resultierenden Kräfte und die Fliehkraft in einem Punkt wirken
- Generell ist eine Konstruktion anzustreben, die der Maxime „maximale Steifigkeit bei minimalem Gewicht“ entspricht.

3. UNIVERSELLE BLATTBIEGEMASCHINE

In diesem Kapitel wird auf die Besonderheiten der ausgeführten Konstruktion eingegangen. **Bild 5** gibt eine Übersicht über die wesentlichen Baugruppen der universellen Blattbiegemaschine. An dieser Stelle sei angemerkt, dass auf eine anschließende Beschreibung der Hydraulik verzichtet wird.

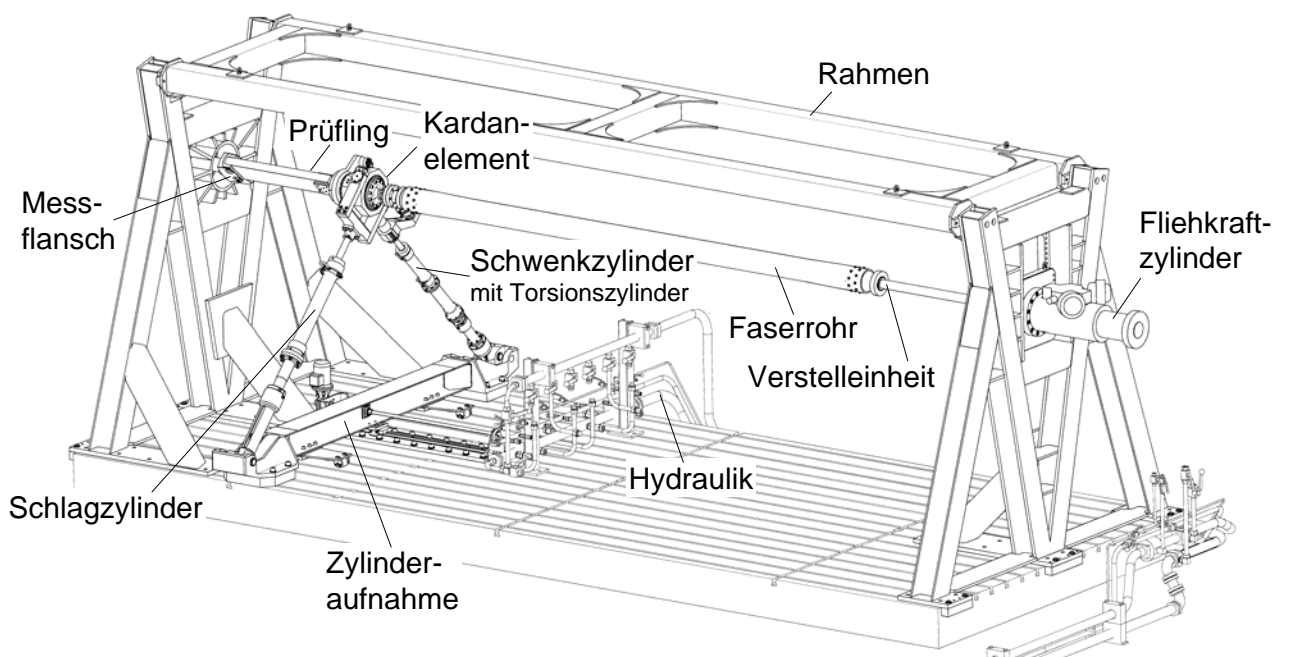


Bild 5 Universelle Blattbiegemaschine

3.1. Basisrahmen

An den Basisrahmen wurden besonders hohe Anforderungen hinsichtlich geringer Verformungen gestellt, um die Messergebnisse so wenig wie möglich zu beeinflussen. Die neue Rahmenkonstruktion weist diesbezüglich folgende Merkmale auf:

- Die Rahmenseitenteile sind aus HE-Profilen (Doppel-T-Träger) aufgebaut. Im Bereich der Lasteinleitung wurden die Träger unter Verwendung von Blechen zu geschlossenen Profilen ergänzt.
- Auch die Flanschplatten zur Aufnahme von Messflansch bzw. Fliehkraftzylinder wurden mit Blechen verstärkt, die hierbei als Rippen angeordnet sind.
- Der obere Verbindungsrahmen besteht aus geschlossenen Profilen und ist über eine sehr kleine Fläche quasi gelenkig an die Rahmenseitenteile angeflanscht.

In **Bild 6** ist die Auswirkung dieser konstruktiven Maßnahmen ersichtlich. Es zeigt für den gesamten Prüfmaschinenrahmen die mittels FE-Analyse berechneten Verformungen bei maximaler Belastung. Im Bereich des Fliehkraftanschlusses ist die Verformung mit $d_{\max} = 1,9 \text{ mm}$ am größten, insgesamt betrachtet jedoch sehr gering.

Die Aufnahme des Fliehkraftzylinders wurde höhenverstellbar ausgeführt, um die Horizontalauslenkung des Verbindungselementes zur Fliehkraftübertragung in jedem Lastfall so klein wie möglich zu halten. Für das betreffende Verbindungselement wurde eine Mindestlänge von fünf Metern vorgegeben, da grundsätzlich folgender Zusammenhang besteht: je größer der Abstand des Fliehkraftzylinders vom zentralen Lasteinleitungselement ist, desto geringer sind der Auslenkungswinkel und das resultierende Rückstellmoment.

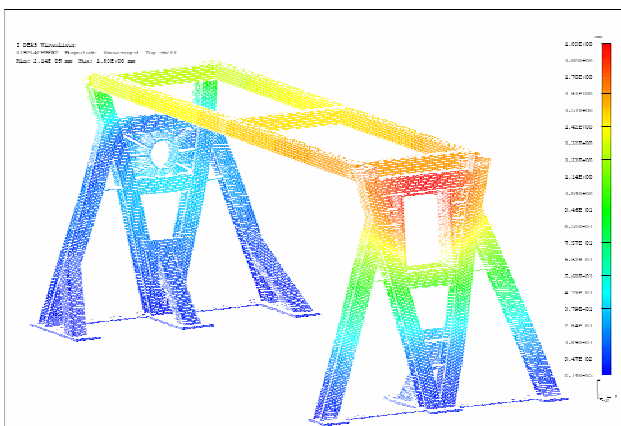


Bild 6 Verformungen am Basisrahmen

3.2. Querkrafteinleitung

3.2.1. Kardanelement

Das zentrale Lasteinleitungselement hat die Aufgabe, hohe Kräfte bei zugleich großen Verformungen zu übertragen. Wie bei den vorhandenen Blattbiegemaschinen wurde es ebenfalls kardanisch ausgeführt und wird daher kurz als Kardanelement bezeichnet. Bei der universellen Blattbiegemaschine besteht die Weiterentwicklung des Kardanelementes in der Zusammenlegung der Kraftangriffspunkte von Schlägen und Fliehkraft, vgl. **Bild 7**.

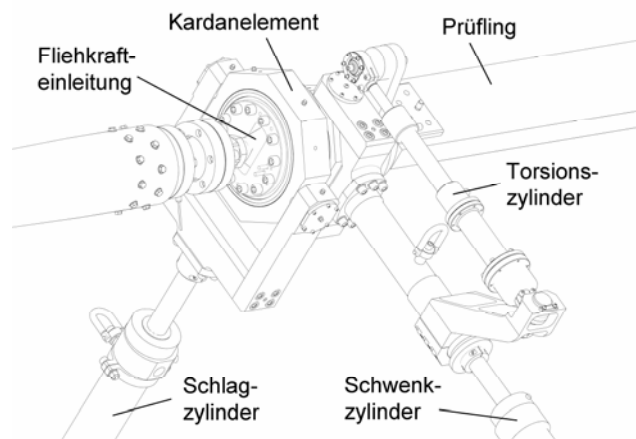


Bild 7 Kardanelement

Gemäß Lastenheft besteht die Zielsetzung, das zentrale Lasteinleitungselement so weiterzuentwickeln, dass die aus Schlägen und Schwenken resultierenden Kräfte und die Fliehkraft in einem Punkt wirken. Dadurch wird das durch den Versatz der Lastangriffspunkte von Schlag- und Schwenkzylinder eingeleitete Biegemoment eliminiert. Zur Umsetzung dieser Anforderung wurden verschiedene Lösungsansätze verfolgt.

Eine vollständige Kardanlösung scheiterte daran, dass die Vorgaben bezüglich der Auslenkung aufgrund der erforderlichen Baugröße der kraftübertragenden Teile nicht erreicht wurden.

Als weiterer Lösungsansatz wurde die Kombination von einem zentralen Kugelkopf und einem Kardan gelenk untersucht, wobei die Lagerschalen des Kugelkopfes im Kardan aufgenommen sind. **Bild 8** zeigt anhand einer Konstruktionsskizze den Schnitt durch den zentralen Kugelkopf. Auf der linken Seite ist der Anschluss zur Fliehkrafteinleitung dargestellt, auf der rechten Seite ist der am Kugelement integrierte Anschluss zum Prüfling ersichtlich. Die Lagerung des Gelenkkopfes der Fliehkrafteinleitung (nicht dargestellt) ist im Kugellinneren vorgesehen.

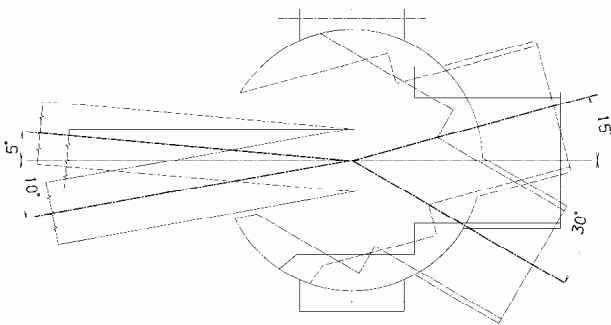


Bild 8 Horizontalauslenkungen am Kugelpopf

		Auslenkung [°]			
		statisch		dynamisch	
		min	max	min	max
Anschluss	Prüfling	- 15	+ 30	- 15	+ 20
	Fliehkraft	- 5	+ 10	- 5	+ 10

Tabelle 3 Horizontalauslenkung je Anschluss

In **Tabelle 3** sind die aus dem Lastenheft resultierenden Horizontalauslenkungen je Belastungsart (statisch/dynamisch) zusammengefasst, die darüber hinaus in **Bild 8** veranschaulicht sind. Die Konstruktionslinien vermitteln die Schwierigkeit, unter den geforderten Auslenkungen eine tragfähige Konstruktion umzusetzen. Abschließend ist festzuhalten, dass bei dieser Variante eine zu hohe Reibung in der Kugellagerung das Ausschlusskriterium darstellt.

Grundsätzlich ist die Forderung, die Querkraften aus Schlagen und Schwenken sowie die Fliehkraft in einem geometrischen Punkt einzuleiten, nur mit einem Kugelpopf zu verwirklichen. Daher wird zur Zeit an einem Lösungsansatz gearbeitet, die zu hohe Reibung der vorgenannten Variante durch Verwendung eines hydrostatischen Lagers erheblich zu reduzieren. Die Auslegungskriterien hierfür sind Festigkeit, Druck im Lagerspalt und Steifigkeit der Komponenten. Die hydrostatische Lagerung fordert eine konstante Spaltbreite zwischen Innen- und Außenring, um den Öldruck unter Last aufrecht zu erhalten. Außerdem darf die Flächenpressung zwischen Innen- und Außenring unter Betriebslast den Wert des maximalen Öldrucks nicht überschreiten.

Bild 9 zeigt ein vereinfachtes FE-Modell, mit dem bereits erste Auslegungen durchgeführt worden sind. Im Modell entspricht das Innenteil der Kugel,

das mittlere Element der Lagerschale und der Außenring dem doppelten Kardan, in den die Querkraft aus Schlagen und Schwenken eingeleitet wird. An der Kontaktfläche zwischen Kugel und Lagerschale tritt die maximale Pressung auf, vgl. **Bild 10**.

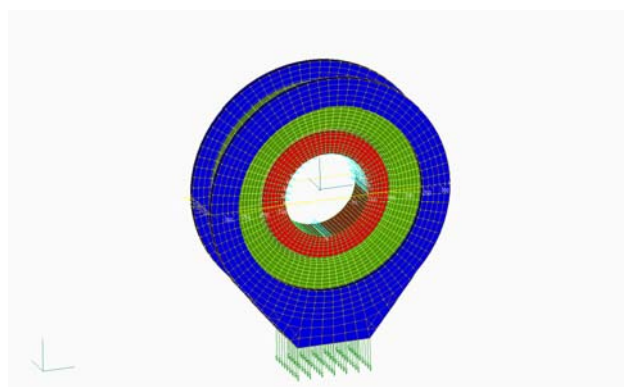


Bild 9 FE-Modell des Kugelpopfes

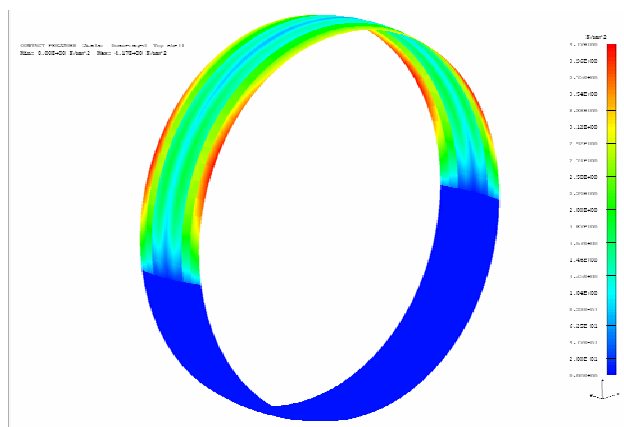


Bild 10 Flächenpressung an der Kontaktfläche

3.2.2. Zylinderaufnahme

Schlag- und Schwenkzylinder sind auf dem Spannungsfeld in einer verschiebbaren Zylinderaufnahme gelagert, so dass die Position der Querkrafteinleitung auf die Prüflingslänge abgestimmt werden kann. Die Zylinderaufnahme besteht aus einem zentralen Doppel-T-Träger, an dessen Stirnseiten je ein Integralteil zur Aufnahme des Schlag- bzw. Schwenkzylinders angeschweißt ist. Bei der Konstruktion der Integralteile wurde auch die Lasteinleitungsvariante berücksichtigt, bei der die Wirklinien von Schlagen und Schwenken in einer Ebene liegen. Im Prüfbetrieb sind die Integralteile fest mit dem Spannungsfeld verschraubt. Die Verschiebbarkeit der Zylinderaufnahme erfolgt über zwei auf Rollen gelagerte Blattfedern, die mit dem Träger fest verbunden sind. Für den Antrieb steht ein Hubgetriebe zur Verfügung. Abschließend ist in **Bild 11** die FE-Analyse für das Integralteil des Schlagzylinders unter Beaufschlagung der Auslegungslast von 150 kN dargestellt. Die maximale Spannung tritt im Bereich der Stegoberrante auf.

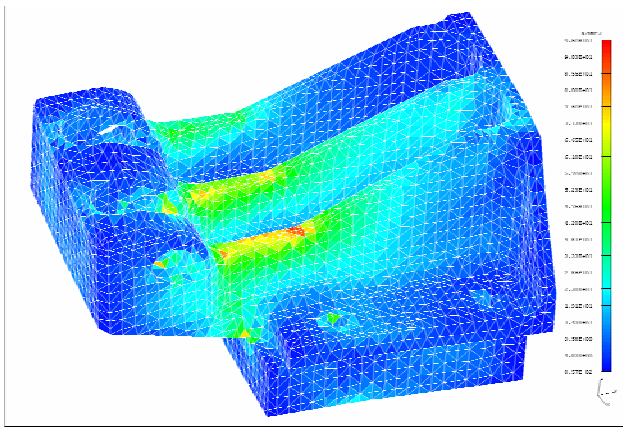


Bild 11 Spannungen am Integralteil für Schlägen

3.3. Fliehkraftstrang

Als Fliehkraftstrang wird der Lastpfad vom Fliehkraftzylinder bis zum Kardanelement bezeichnet, an den folgende Anforderungen gestellt werden:

- Übertragung der zu simulierenden Fliehkraft auf den Prüfling
- Kugelgelenke an beiden Lagerstellen, um eine zusätzl. Einleitung von Momenten zu vermeiden
- Hohe Längssteifigkeit bei gleichzeitig geringem Gewicht
- Absichern der Querkrafteinleitung gegen Umfallen bei Bruch des Prüflings
- Einfache Längeneinstellbarkeit in Abstimmung auf die Prüflinglänge
- Messung der Kraft zur Steuerung des Fliehkraftzylinders (möglichst nahe am Kraftangriffspunkt)

Diese Anforderungen wurden in der Konstruktion durch Kombination von einem langen und zugleich knicksteifen Faserrohr und einer Verstelleinheit umgesetzt. Die Verbindung dieser Elemente erfolgt über einen Klemmring, der die Längeneinstellung auf einfache Weise ermöglicht. Im Anschlussbereich zum Kardan ist zwischen Gelenkkopf und Faserrohr eine Kraftmessdose zur Fliehkraftmessung integriert.

3.3.1. Faserrohr

Das Faserrohr besteht aus kohlefaserverstärktem Kunststoff (CFK) und ist durch folgende Hauptabmessungen gekennzeichnet:

Gesamtlänge	5310 mm
Innendurchmesser	200 mm
Wandstärke (homogener Bereich)	7 mm

Zur Herstellung des Rohres wurde ein Wickelverfahren gewählt, bei dem vorimpregnierte Gewebelagen (Prepreg) auf einem drehbar gelagerten Dorn von Hand aufgelegt und anschließend im Ofen unter Vakuum ausgehärtet werden. Als Dorn wurde ein Aluminiumrohr eingesetzt, an das besonders hohe Anforderungen hinsichtlich Rundheit und Durchbie-

gung gestellt wurden. Auch beim Abziehen des ausgehärteten Bauteils vom Dorn erweist sich das Aluminiumrohr aufgrund der unterschiedlichen Wärmeausdehnung im Vergleich zu CFK als sehr vorteilhaft.

Das Faserrohr wird hauptsächlich mit Zugkräften belastet. Daher wurde folgender prozentualer Lagenaufbau bezogen auf die Wandstärke definiert:

75 % Fasern in 0°-Richtung (Längsrichtung)

23 % Fasern in +/- 45°-Richtung

2 % Fasern in 90°-Richtung (Umfangsrichtung)

Im Fertigungsverfahren sind bis zur abschließenden Aushärtung des Bauteils mehrere Vorkompaktierschritte vorgesehen, um Längswellen im Laminat zu vermeiden. Beim Vorkompaktieren werden die Prepreg-Lagen nach Aufbringen von Abreißgewebe über die gesamte Rohrlänge unter Vakuum und Temperatur vorverpresst.

An den beiden Rohrenden wurden Lagen-Aufdoppelungen für die Krafteinleitung vorgenommen, deren Faserorientierung auf Lochleibung ausgelegt wurde. Die Gewebe- und Unidirektionallagen wurden geschäftet auflaminiert, um den Steifigkeitsprung am Übergang Rohr/Aufdoppelung zu minimieren. Die Kraftübertragung von dem Metallbeschlag auf das Faserrohr wird sowohl durch Klebung als auch durch jeweils zehn Paßbolzen in zwei Reihen am Umfang sichergestellt, vgl. **Bild 12**.

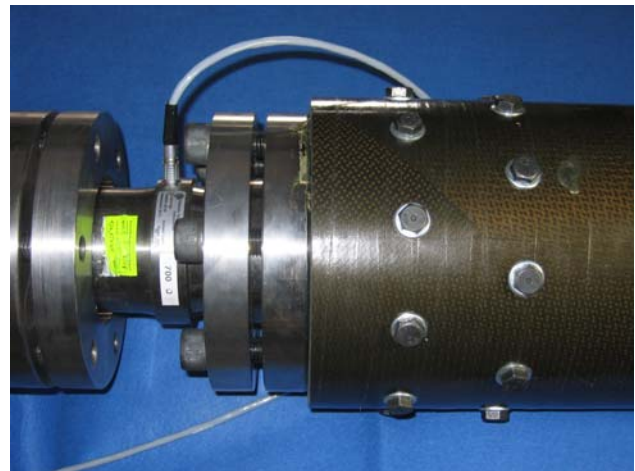


Bild 12 Verbindung von Faserrohr und Beschlag

3.3.2. Verstelleinheit

Die Verstelleinheit bildet das in der Länge verstellbare Verbindungselement zwischen Faserrohr und Fliehkraftzylinder. In **Bild 13** sind die Hauptabmessungen der Verstelleinheit und die unterschiedlich ausgeführten Anschlüsse dargestellt. Besonderes Augenmerk richtet sich im Folgenden auf den im Faserrohr integrierten Beschlag. Dieser Anschluss wird durch Querkraft, Biegemoment, Fliehkraft und die durch den Klemmring eingeleitete Flächenpressung beaufschlagt. **Bild 14** zeigt die Spannungsverteilung im Längsschnitt des Beschlages und weist

im Bereich des Klemmrings die maximale Spannung auf. Der Bereich der Durchmesseränderung wurde möglichst flach und steif ausgebildet, um die radiale Verformung im Bereich der Verklebung zum Faserrohr gering zu halten. Die durchgeführte FE-Analyse ergab die maximale Verformung von $d = 0,008 \text{ mm}$, die als sehr gering zu bewerten ist.

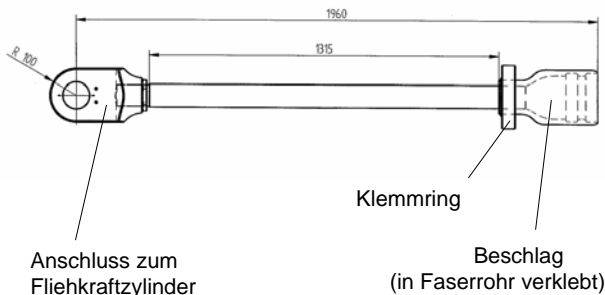


Bild 13 Verstelleinheit

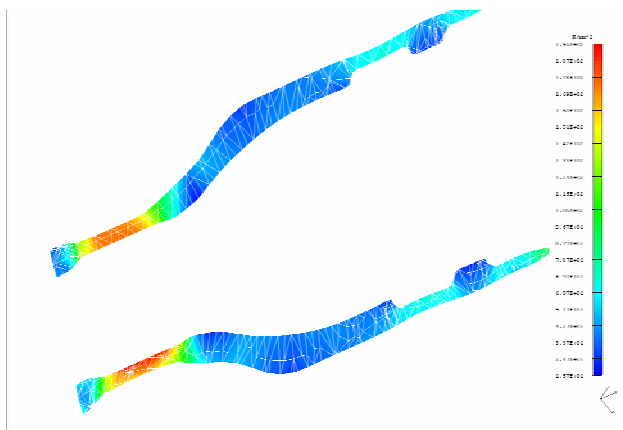


Bild 14 Spannungsverteilung im Beslag

4. ROTORBLATTPRÜFUNG

Zu Kapitelbeginn eine kurze Erklärung einiger Fachbegriffe, vgl. [1]:

Schlagen: Blattbewegung nach oben und unten (in Auftriebsrichtung)

Schwenken: Blattbewegung nach vorn und hinten (in der Rotordreheebene)

Limit Load: Maximallast, die während eines Hubschrauberlebens höchstens einmal auftreten darf

Ultimate Load = Limit Load * Sicherheitsfaktor 1,5

Blatthals: Rotorblattabschnitt zwischen Blattanschluss am Rotorkopf und dem aerodynamischen Blattbereich (Profilbereich)

In der Praxis ist es nicht möglich, ein komplettes Rotorblatt unter allen möglichen kombinierten Belastungen zu testen.

Deswegen wird es in mehrere Bereiche unterteilt, die unter den jeweils kritischen Beanspruchungen geprüft werden. Bei den von Eurocopter in Deutschland entwickelten gelenklosen Rotorsystemen treten die höchsten Blattbeanspruchungen im Blatthals im Bereich der Verbindungsstelle mit dem Rotorkopf auf. Dort wirken die volle Fliehkraft des Blattes, die höchsten Biegemomente und Querkräfte in Schlag- und in Schwenkrichtung sowie das maximale Torsionsmoment.

Die Blattbiegemaschinen dienen bei Eurocopter Deutschland hauptsächlich dazu, diesen hochbelasteten Halsbereich der Hauptrotorblätter zu testen. Da im Flugbetrieb alle möglichen Phasenlagen zwischen Schlagen und Schwenken auftreten können, werden die maximalen Belastungen zur Sicherheit gleichzeitig aufgebracht. Um ein realistisches Verhältnis zwischen den Querkräften in Schlag- und in Schwenkrichtung und den zugeordneten Biegemomenten zu erzielen, darf eine gewisse Prüflingslänge nicht unterschritten werden. Dies wiederum führt bei hohen Blattlasten zu relativ großen Auslenkungen vor allem in Schlagrichtung. Damit dabei die Richtung der simulierten Fliehkraft nicht zu sehr von der Horizontalen abweicht und hohe Rückstellmomente erzeugt, wird eine relativ große Länge für die Fliehkrafteinleitung benötigt.

Um die Flugsicherheit der Hubschrauber zu erhöhen, haben die Luftfahrtbehörden die Zulassungsvorschriften für Faserverbundbauteile in den letzten Jahren verschärft. So muss mitunter nachgewiesen werden, dass sowohl nicht entdeckbare als auch tolerierte sichtbare Fertigungsfehler die Betriebssicherheit nicht beeinträchtigen. Außerdem sind die Auswirkungen von Schlagschäden (Impacts) zu untersuchen. Dazu wird normalerweise am Blatthals eine Impact-Energie von 25 J an mehreren Stellen aufgebracht. Diese Energie entspricht zur Veranschaulichung dem Aufschlag eines 2,5kg-Gewichtes aus einer Fallhöhe von 1 m. Prüflinge mit entsprechenden Fertigungs- und Schlagschäden sind zu testen.

Von jedem Blatttyp werden während der Entwicklungsphase mehrere Prüflinge auf unterschiedlichen Lastniveaus dynamisch getestet, wobei für jeden Prüfling die Belastung konstant gehalten wird. **Bild 15** zeigt den als Flexbeam bezeichneten Halsbereich des EC135-Rotorblattes in seiner oberen und unteren Auslenkung.

Die äußerlich sichtbaren Schäden, die während des Tests auftreten, werden einschließlich ihres weiteren Wachstums ausführlich dokumentiert. Außerdem wird je nach Bedarf der Versuch unterbrochen, um Computer-Tomografie-Untersuchungen durchzuführen. Damit lässt sich im Bauteil ein Großteil der Veränderungen und Schäden einschließlich ihres Wachstums im Verlauf des Versuches erkennen.

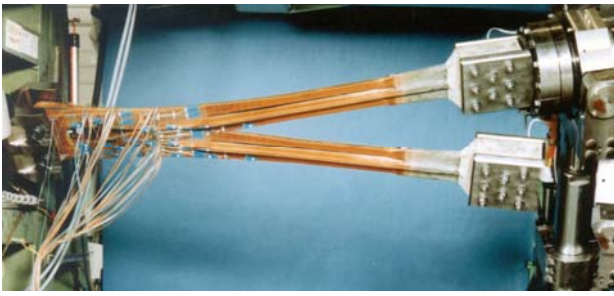


Bild 15 Blatthals des EC135-Rotorblattes im Biegeversuch (obere und untere Auslenkung übereinanderkopiert)

Nach dem dynamischen Versuch muss immer noch die Limit Load übertragbar sein. In diesem Restfestigkeitsversuch ist auch der Festigkeitsverlust bei hoher Temperatur und Luftfeuchtigkeit zu berücksichtigen, falls ein Hubschrauber beispielsweise in den Tropen eingesetzt wird. Anstatt den Restfestigkeitsversuch bei den vorgegebenen 75 °C und 85 % Luftfeuchtigkeit durchzuführen, was mit einem großen Zusatzaufwand verbunden wäre, können alternativ dazu bei Raumtemperatur die Lasten entsprechend erhöht werden. Eine typische Lastüberhöhung liegt bei etwa 30 %. Das letztere Verfahren wird bei Eurocopter Deutschland angewendet.

Zusätzlich sollen statische Bruchversuche durchgeführt werden, bei denen die Ultimate Loads wieder unter Berücksichtigung des Temperatur- und Feuchteinflusses aufzubringen sind. Die dabei geforderten extremen Auslenkungen können nun mit der neuen Blattbiegemaschine aufgebracht werden, während bei den seit längerem verwendeten Biegemaschinen die Kapazität dazu meist nicht ausreicht.

Mit den Ergebnissen aus den statischen und dynamischen Komponentenversuchen wird eine Mittelwertwöhlerkurve für das betreffende Bauteil erstellt, aus der sich die durchschnittlich ertragbaren Lastwechsel bei einem konstanten Lastniveau herauslesen lassen. Diese Kurve muss statistisch abgemindert werden, um eine vorgegebene hohe Überlebenswahrscheinlichkeit zu gewährleisten.

Aus den verschiedenen Manövern, die während der Flugerprobung erfolgen werden, wird ein Lastspektrum erstellt, in dem die während des späteren Kundeneinsatzes zu erwartenden Flugfälle, vgl. **Bild 16**, mit einer angenommenen Auftretenshäufigkeit gewichtet werden. Unter Anwendung der Miner-Regel der linearen Schadensakkumulation lässt sich mit der Wöhlerkurve und dem Lastspektrum die Lebensdauer des Bauteils im Flugbetrieb errechnen. Diese soll möglichst hoch sein und bei den Rotorblättern über 10 000 Einsatzstunden liegen.



Bild 16 Der Hubschrauber EC135 im Rettungseinsatz

Nach der erteilten Verkehrszulassung ist die gleichbleibende Fertigungsqualität der Bauteile weiterhin zu gewährleisten. Dazu wird je nach Hubschraubertyp jedes gefertigte Rotorblatt oder eine regelmäßige Auswahl mittels Computer-Tomografie (CT) durchleuchtet. Dadurch können jedoch nur bestimmte Mängel erkannt werden. Deswegen sind weiterhin regelmäßige Qualitätssicherungstests in der Blattbiegemaschine durchzuführen. Typischerweise wird jedes 300. Serienblatt der EC135 zerstörend geprüft. Weitere Tests fallen an, wenn in der Fertigung oder im späteren Einsatz neue Mängel auftreten. Dabei wird deren Einfluss auf die Lebensdauer überprüft.

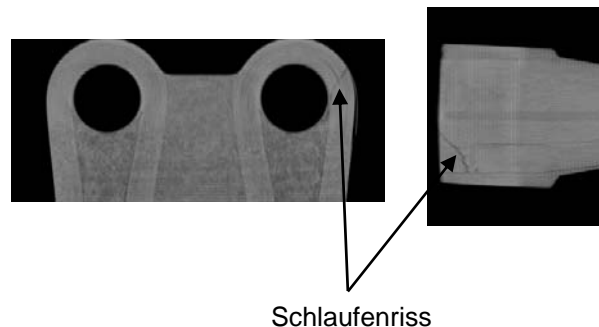


Bild 17 EC135 Flexbeamprüfling
CT-Aufnahmen der Blattschlaufen nach dem dynamischen Belastungsversuch und dem Limit-Load-Versuch

Bild 17 zeigt den CT-geprüften Blattanschluss eines EC135-Rotorblattes nach der dynamischen Belastung und dem Restfestigkeitsversuch. Ein Schlaufenarm ist teilweise gerissen, die geforderten Limit-Loads konnten jedoch, wie in den Zulassungsbestimmungen gefordert, noch voll übertragen werden.

5. ZUSAMMENFASSUNG

Bei der Fa. Eurocopter Deutschland GmbH wurde eine universelle Blattbiegemaschine zur Prüfung von Hubschrauber-Hauptrotorblättern entwickelt. Die Prüfmaschine dient dem Nachweis der Festigkeit von Hauptrotorblättern bis zu einer Hubschrauber-Gewichtsklasse von elf Tonnen. Das Rotorblatt wird dabei statischen und dynamischen Prüfungen unterzogen.

Die neue Prüfmaschine stellt in Bezug auf Prüflingsabmessung und Auslenkung eine Weiterentwicklung von vorhandenen Blattbiegemaschinen dar. Darüber hinaus wurde auch das zentrale Lasteinleitungselement in der Weise weiterentwickelt, dass die Kraftangriffspunkte von Schlagen und Fliehkraft in einem Punkt zusammenfallen. Dadurch wird das durch den Versatz von Lastangriffspunkten eingeleitete Schlagmoment eliminiert.

6. LITERATUR

- [1] Pfeifer, Karl: Der Faserverbund-Hauptrotor des Mehrzweckhubschraubers EC135; DGLR-Tagung „Faserverbundwerkstoffe und -bauweisen in der Luft- und Raumfahrt“; München, 27./28. November 1996.