

„SICHER AM HIMMEL“ - PROZESS ZUR AUFRECHTERHALTUNG DER LUFTTÜCHTIGKEIT BEI EUROCOPTER DEUTSCHLAND - EINBINDUNG VON LABORUNTERSUCHUNGEN UND ANALYTISCHEN VERFAHREN BEI SCHADENSFÄLLEN

S. Emmerling, M. Lawall, B. Schwarze
Eurocopter Deutschland GmbH, 81663 München, Deutschland

Zusammenfassung

Im Betrieb von Luftfahrzeugen kann es zu Störungen in Folge von Beschädigungen bzw. Ausfällen von Systemen kommen. Im Rahmen des Prozesses zur der Aufrechterhaltung der Lufttüchtigkeit, im Allgemeinen auch als „Continuing Airworthiness“ bezeichnet, trägt im Falle eines Schadens oder einer Fehlfunktion der Entwicklungsbetrieb die Verantwortung dafür, die erforderlichen Maßnahmen in die Wege zu leiten, die den spezifizierten und zugelassenen Zustand wieder herstellen, und somit die Flugsicherheit gewährleisten. Dabei kann im Allgemeinen zwischen Schutz- und Korrekturmaßnahmen unterschieden werden.

Am Beispiel des Bruches der Befestigung eines Ausgleichsgewichtes am Steuerhebel des Heckrotors des Hubschraubermusters EC 145 werden die verschiedenen Prozessstufen aufgezeigt. Diese erstrecken sich vom Auftreten des Schadens, über die Meldung des Vorfalls durch den Betreiber an den Hersteller zu den verschiedenen Analyse- und Untersuchungsschritten bis zur schlussendlichen Definition von Verbesserungsmaßnahmen und Information an alle Betreiber über durchzuführende Aktionen in der betroffenen Hubschrauberflotte.

Die sichere, gegebenenfalls eingeschränkte Fortsetzung des Flugbetriebes wird kurzfristig durch Schutzmaßnahmen gewährleistet. Der Entwicklungsbetrieb definiert in der Folge Korrekturmaßnahmen, deren Anerkennung und Zulassung durch die Luftfahrtbehörde erfolgt. Die uneingeschränkte Nutzung der Hubschrauber wird durch die Einführung dieser Maßnahmen beim Betreiber wieder hergestellt.

Im Rahmen der Definition von Schutz- und Korrekturmaßnahmen wird besonders auf die praktische und theoretische Untersuchung von Schadensteilen eingegangen, die ein wesentliches Glied in der Prozesskette zur Aufrechterhaltung der Lufttüchtigkeit darstellt. Es wird verdeutlicht, dass dieser Prozess nur durch das ständige Zusammenspiel vieler verschiedener Fachbereiche gewährleistet werden kann.

INHALT

1. Einführung
2. Der Prozess zur Aufrechterhaltung der Lufttüchtigkeit bei Eurocopter Deutschland
3. Der Hubschrauber EC 145
4. Zwischenfallbehandlung am Beispiel des Bruches der Befestigung eines Ausgleichsgewichtes am Steuerhebel des Heckrotorkopfes
5. Schlussfolgerungen
6. Quellenangaben

zu definieren ist ein Schlüsselfaktor für den sicheren Betrieb einer Flotte von Luftfahrzeugen. Dass auch die Behandlung von weniger signifikanten Vorfällen äußerst wichtig für die allgemeine Flugsicherheit ist, kann der Fehlerpyramide in Bild 1 entnommen werden.



BILD 1. Die Fehlerpyramide zur Verdeutlichung des Verhältnis von Vorfällen zu Unfällen

1. EINFÜHRUNG

1.1. Zwischenfälle im Flugbetrieb

Im Betrieb von Luftfahrtgeräten kann es zu Störungen aufgrund von Ausfällen bzw. von Beschädigungen von Systemen kommen. Diese Fälle zu sammeln, zu analysieren, zu bewerten und gegebenenfalls Schutz- und Korrekturmaßnahmen

Es ist ersichtlich, dass eine Vielzahl von Vorfällen zu verzeichnen sind, von denen sich nur wenige in schwere Zwischenfälle weiterentwickeln, von denen wiederum nur sehr wenige in einem Unfall enden.

In der zivilen Luftfahrt ist erfahrungsgemäß von einer Anzahl von ca. 300 bis 400 ähnlich gearteten Vorfällen vor einem Unfall auszugehen. Aus diesem Zusammenhang wird schon sehr deutlich, warum die Bearbeitung und Behandlung von Flugzwischenfällen einen sehr wichtigen Anteil an der Verbesserung der allgemeinen Flugsicherheit hat.

1.2. Rechtliche Grundlagen

Für die Zulassung als Entwicklungs- bzw. Herstellbetrieb ist die Übereinstimmung mit den rechtlichen Grundlagen gemäß „Regulation (EC) No 216/2008 of the European Parliament and of the Council“ [1] nachzuweisen.

In Part 21.A.3 „Ausfälle, Funktionsstörungen und Defekte“ gemäß der Verordnung (EG) Nr. 1702/2003 [2] werden die Pflichten von Inhabern von Musterzulassungen, eingeschränkten Musterzulassungen, ergänzenden Musterzulassungen und weiteren Gruppen definiert. Diese verpflichten zur Bereitstellung eines Systems zur Erfassung, Prüfung und Analyse von Berichten über und von Informationen zu Ausfällen, Funktionsstörungen, Defekten oder sonstigen Vorkommnissen, die die Lufttüchtigkeit beeinträchtigen bzw. beeinträchtigen könnten.

Darüber hinaus wird von den jeweiligen Organisationen auch eine Meldepflicht an die zuständige Luftfahrtbehörde und die Untersuchung von gemeldeten Störungen gefordert.

1.3. Berichten von Vorfällen

Über die AMC 20-8 [3] wird das Berichtswesen von Vorfällen geregelt. Dabei gibt es unterschiedliche Pfade als auch verschiedene Verpflichtungen der meldenden Organisationen, wie aus Bild 2 zu sehen ist.

Die Informationen vom Betreiber des Luftfahrtgerätes kann selbstverständlich nicht die technische Detailtiefe wie die des betroffenen Entwicklungsbetriebes haben. Es soll sichergestellt werden, dass vor allem die Luftfahrtbehörde aber auch der Entwicklungsbetrieb die notwendigen Daten erhält, um Zwischenfälle analysieren und gegebenenfalls die richtigen Schutzmaßnahmen definieren zu können.

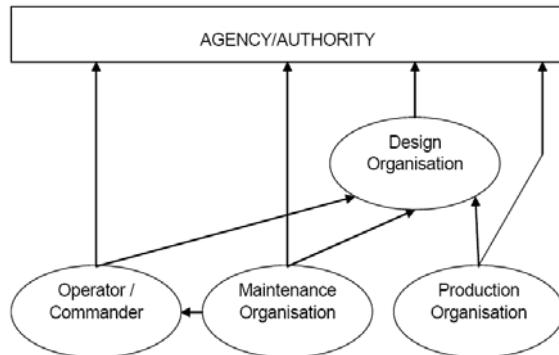


BILD 2. Berichten von Vorfällen verschiedener Organisationen an Luftfahrtbehörde und Entwicklungsbetrieb nach [3]

1.4. Abkürzungen

AD	Airworthiness Directive
AMC	Acceptable Means of Compliance
ASB	Alert Service Bulletin
CAB	Corrective Action Board
EAD	Emergency Airworthiness Directive
EASA	European Aviation Safety Agency
ECD	Eurocopter Deutschland GmbH
EDX	Energy Dispersive X-ray Spectroscopy
FH	Flight Hours
FSB	Flight Safety Board
GM	Guidance Material
LBA	Luftfahrtbundesamt
PAG	Propeller-Momenten-Ausgleichsgewicht
S/N	Serial Number

2. DER PROZESS ZUR AUFRECHTERHALTUNG DER LUFTTÜCHTIGKEIT BEI EUROCOPTER DEUTSCHLAND

Erster Schritt der Prozesskette zur Behandlung von Flugzwischenfällen ist die Sammlung aller relevanten Daten und die Verteilung an die in den Prozess involvierten Fachabteilungen. Neben der Bearbeitung von Vorfällen beim Kunden können natürlich auch Berichte innerhalb der Produktion sowie der Flugerprobung des Herstellerbetriebes zur Behandlung kommen. Auch werden Ursachen von Flugunfällen auf deren möglichen technischen Einfluss auf die fliegende Flotte untersucht. Bild 3 zeigt ein Schema, wie dieser Prozess gestartet, weiterverfolgt und abgeschlossen wird.

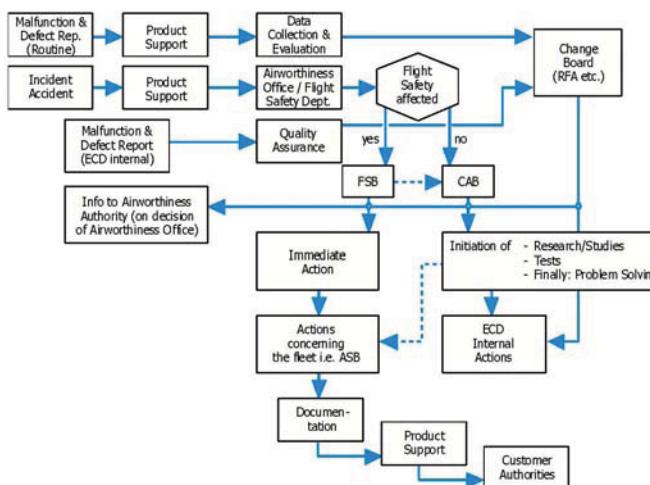


BILD 3. Schema zum Ablauf des Prozesses zur Aufrechterhaltung der Lufttüchtigkeit (auch „Continuing Airworthiness“ genannt) bei Eurocopter Deutschland

Entsprechend einer ersten Gefährdungseinstufung des Vorfalls wird eine weitere Bearbeitung im Rahmen der Produktverbesserung oder der Lufttüchtigkeitsbehandlung gestartet. Diese Einstufung entscheidet dann auch über den zeitlichen Ablauf der Zwischenfallbehandlung. Wird entsprechend der festgelegten Kriterien nach „AMC and GM to Part 21“ [4] eine „unsafe condition“ festgestellt, so ist es die Pflicht des Entwicklungsbetriebes innerhalb von 72 Stunden die Behörde über diesen Vorfall zu informieren und erste mögliche Aktionen vorzuschlagen.

In den entsprechenden Gremien Flight Safety Board (FSB) beziehungsweise Corrective Action Board (CAB) entscheiden dann Vertreter aus Flugsicherheit, Konstruktion, Berechnung, Kundendienst, Qualitätsmanagement, Chef-Ingenieuren und Programmmanagement über die notwendigen Maßnahmen, ordnen diese verantwortlichen Personen zu und definieren die Zeitpläne hierfür.

Dabei ist neben Basis-Aktionen noch zwischen Schutz- und Korrekturmaßnahmen zu unterscheiden. Basis-Aktionen werden definiert, um den Prozess zu führen, das heißt, um zum Beispiel Laboruntersuchungen oder analytische Untersuchungen anzustoßen und damit mögliche Ursachen zu ermitteln. In diesem Zuge werden auch detaillierte Sicherheitsanalysen aufgesetzt, die weitere eventuelle Schadensszenarien aufdecken sollen und damit eine Gesamteinschätzung des Gefährdungspotentials ermöglichen. Schutzmaßnahmen gewährleisten den weiteren sicheren Betrieb der Luftfahrtgeräte durch neu eingeführte Aktionen. Korrekturmaßnahmen sind zumeist konstruktive Maßnahmen, die den ursprünglich zugelassenen Zustand wieder herstellen und mögliche Einschränkungen durch die Schutzmaßnahmen wieder aufheben.

Sowohl Schutz- als auch Korrekturmaßnahmen werden nach deren Prüfung durch Service Bulletins oder entsprechend ihrer Klassifizierung als Alert Service Bulletins an die Betreiber verteilt. Von dieser Einstufung hängt dann auch unter anderem ab, ob ein Bulletin mit einer Airworthiness Directive (AD) der zuständigen Luftfahrtbehörde versehen und damit als rechtlich verbindlich ausgewiesen wird.

Informationen über aufgetretene Zwischenfälle können allen Betreibern eines Luftfahrtgerätes über „Safety Information Notices“ oder „Information Notices“ zur Kenntnis gebracht werden, und dienen somit als präventives Mittel, um mögliche Zwischenfälle durch Übermittlung von Informationen zu vermeiden. Dabei können als mögliche Adressaten sowohl die Cockpitbesatzung als auch das Wartungspersonal angesprochen werden.

3. DER HUBSCHRAUBER EC 145

3.1. Die Entwicklung der EC 145

Ziel bei der Entwicklung der EC 145 war es, bewährte Technik der bereits langjährig erprobten und bewährten BK 117 zu verwenden, und diese mit neuen Technologien zum Beispiel aus dem Bereich der Cockpitgestaltung, Avionik und Flugsteuerung aus der EC 135 zu verbinden [5]

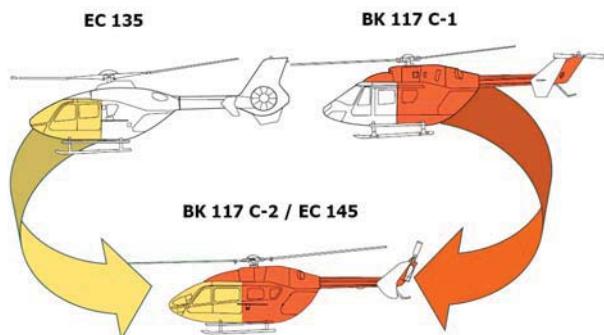


BILD 4. Die Entwicklung der EC 145

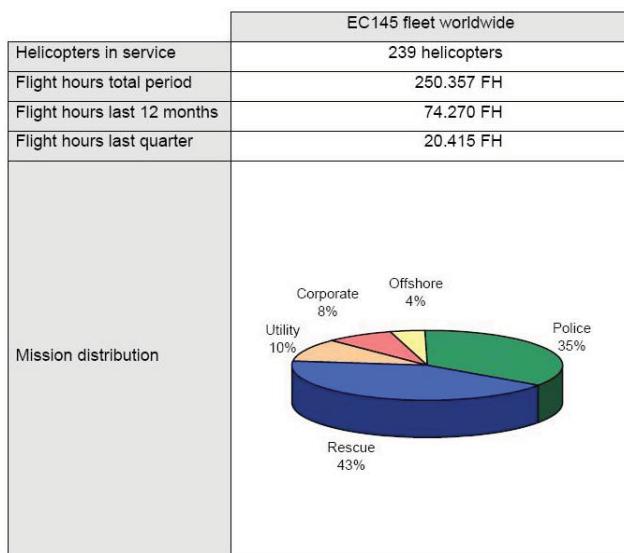
Das Ergebnis ist die EC 145, die in sinnvoller Weise die Vorteile der beiden Konzepte logisch verbindet.

Die EC 145 ist ein zweimotoriger Mehrzweckhubschrauber mit bis zu 11 Sitzplätzen und einer maximalen Abflugmasse von 3585 kg. Seit dem Erstflug am 19.06.1999 wurden von diesem Muster bereits über 240 Exemplare in viele Länder ausgeliefert, die in der Zwischenzeit mehr als 250.000 Flugstunden (FH) akkumuliert haben.



BILD 5. Die EC 145 im Rettungseinsatz

Bedingt durch die moderne Auslegung mit zwei leistungsfähigen und zuverlässigen Triebwerken und der sehr geräumigen Kabine sind eine Vielzahl von Missionen, darunter Luftrettung, Polizeieinsätze, VIP Transport, Offshore Dienstleistungen in der Öl- und Gasindustrie sowie militärische Anwendungen möglich.



TAB 1. Flottenstatistik und Verteilung der EC 145 (Stand 31.03.09) auf die verschiedenen Missionen

Tabelle 1 fasst auf einen Blick die wichtigsten Daten zur aktuellen Flotte und die Missionsverteilung der EC 145 zusammen.

3.2. Aufbau des Heckrotors und des Heckrotorkopfes

Der Heckrotor eines Hubschraubers dient zur Kompensation des Hauptrotormomentes und ermöglicht die Kontrolle um die Gier-Achse. Der Heckrotor der EC 145 besitzt zwei Blätter mit einem zentralen Schlaggelenk. Bild 6 zeigt die Hauptkomponenten des Heckrotors der EC 145, die im Wesentlichen mit den Baugruppen der Muster BO 105 und BK 117 übereinstimmen.

Dazu gehören:

- Heckrotorwelle
- Heckrotorkopf
- Heckrotorsteuerung
- Heckrotorblätter
- Heckrotorgetriebe

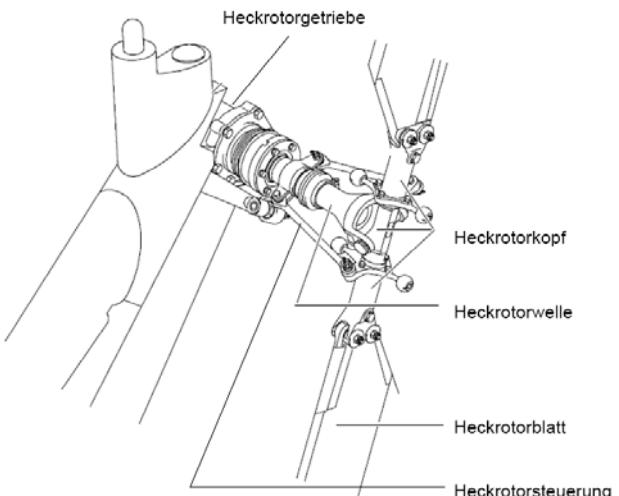


BILD 6. Heckrotor der EC 145 im Überblick mit den wichtigsten Baugruppen

Das folgende Bild 7 zeigt den Detailaufbau des Heckrotorkopfes und dessen Einzelkomponenten.

Die Einstellung von Winkeländerungen an den Heckrotorblättern erfolgt über die umlaufenden Steuerstangen („Pitch Links“). Über je einen Steuerhebel („Control Lever“) werden die Steuereingaben an die beiden Heckrotorblätter übertragen.

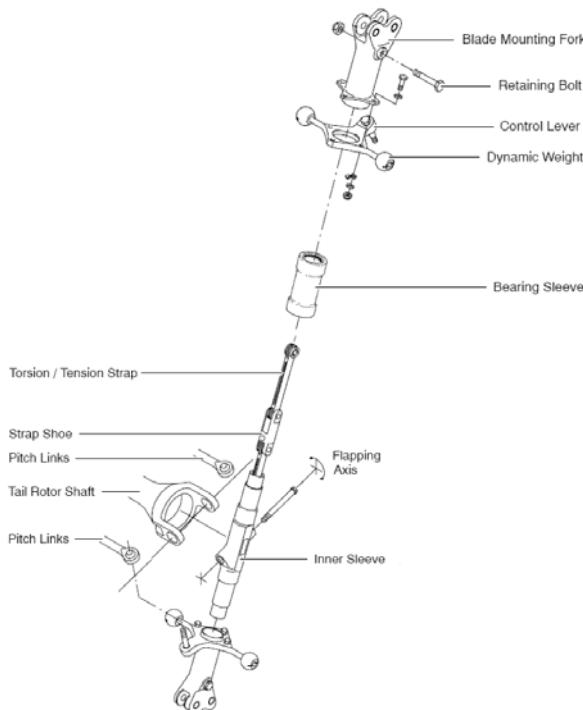


BILD 7. Einzelkomponenten des Heckrotorkopfes in Explosionsansicht

Pro Steuerhebel sind zwei Propellermomenten-Ausgleichs-Gewichte (PAG), auch Dynamic Weights genannt (siehe Bild 7), montiert. Diese wirken dem zudrehenden (der Einstreuierung entgegen gesetzten) Propellermoment entgegen. Dadurch reduzieren sich die Steuerkräfte, was besonders beim Notbetrieb nach dem Ausfall der hydraulischen Steuerung unabdingbar ist. Die PAG sind weiterhin so ausgelegt, dass der Heckrotor das Hauptrotormoment im Flug ausgleicht, ohne dass weitere Pedalkräfte aufzubringen sind.

3.3. Modifikation des Steuerhebels

Der aus der BK 117 übernommene Steuerhebel wurde für die EC 145 modifiziert, um die Pedalkraftcharakteristik weiter zu verbessern. Dazu wurde der wirksame PAG Hebelarm durch eine pilzförmige Gestaltung des Gewichtes erhöht. Bild 8 zeigt die beiden PAG. Damit ragt das neue PAG über den Steuerhebel hinaus, wodurch die frühere Durchgangsbohrung zu einem Blindloch wird. Um mit möglichst wenigen Änderungen auszukommen wurden die Steuerhebel beibehalten. Lediglich die Bohrung für die Splintsicherung des PAG wurde nach innen verlegt. Das ermöglichte die Fertigung beider Varianten aus dem gleichen Schmiede-Rohling. In Bild 9 sind die Details der Arme beider Steuerhebel dargestellt.

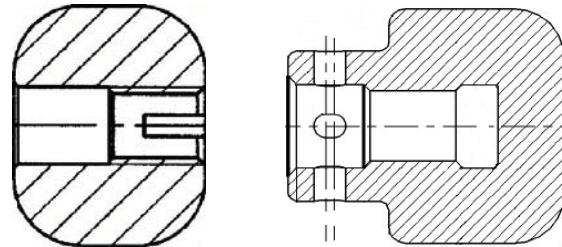


BILD 8. Ursprüngliches (links) und modifiziertes PAG (rechts)

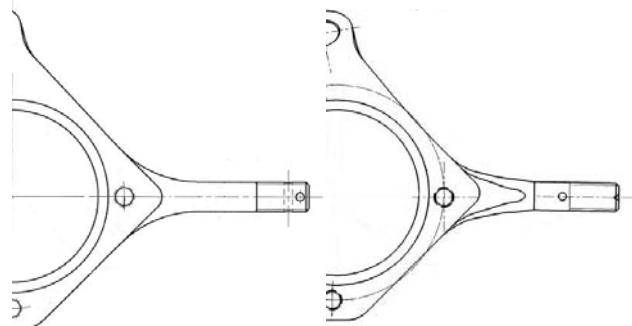


BILD 9. Ursprünglicher (links) und modifizierter Arm (rechts) des Steuerhebels

4. ZWISCHENFALLBEHANDLUNG AM BEISPIEL DES BRUCHES DER BEFESTIGUNG EINES AUSGLEICHSGEWICHTES AM STEUERHEBEL DES HECKROTORKOPFES

4.1. Bericht über den Bruch am Steuerhebel

Über den Kundendienst wurden die relevanten Stellen bei Eurocopter Deutschland am 18.12.2006 über einen Zwischenfall an einer EC 145 bei einem Betreiber in den USA informiert.

Während des Reisefluges war es plötzlich zu starken Vibrationen im Bereich des Heckrotors gekommen. In der Folge wurde durch den Piloten eine Sicherheitslandung eingeleitet und ohne weitere Befunde erfolgreich beendet. Eine visuelle Kontrolle des Heckrotors nach der Landung ergab, dass durch den Bruch eines Armes des Steuerhebels eines der beiden PAG verloren gegangen war. Die dadurch entstehende Unwucht hat die Vibrationen verursacht.

Bild 10 zeigt den betroffenen Steuerhebel, der umgehend zur weiteren Untersuchung im Labor angefordert wurde.



BILD 10. Bruch der Befestigung des Ausgleichsgewichtes

Da es sich um den ersten Fall eines derart gebrochenen Steuerhebels handelte, wurde eine sofortige Abstimmung über den Sachverhalt zwischen Flugsicherheit, Konstruktion, Festigkeit, Qualitätsmanagement und Kundendienst einberufen, um eine erste Bewertung der Situation durchzuführen.

4.2. Definition der Schutzmaßnahmen

Ziel war es, nach einer ersten Abschätzung mögliche Schutzmaßnahmen zu definieren, die weiterhin einen sicheren Betrieb der Flotte, eventuell auch mit Einschränkungen wie z. B. wiederkehrende Inspektionen, Limitierungen des Flugbereiches oder ähnliches ermöglicht. Im vorliegenden Fall wurde sehr schnell deutlich, dass der Bruch des Steuerhebels eng mit der dort vorliegenden Konstruktion zusammenhängt, die erst wie in Kapitel 3.3 beschrieben modifiziert worden war. Ähnliche Fälle von Brüchen an Steuerhebeln waren an den Vorgängermustern BK 117 und BO 105 in über 9 Mio. Flugstunden nicht zu verzeichnen.

In der Folgezeit wurde an der Erstellung eines Alert Service Bulletins (ASB) gearbeitet, das die notwendigen Schutzmaßnahmen für die Flotte definieren sollte. Dieses ASB wurde am 21.12.2006, drei Tage nach Eingang der ersten Meldung bei ECD veröffentlicht.

Es beinhaltete die visuelle Prüfung der Steuerhebel auf mögliche mechanische Beschädigungen im Bereich des Sicherungsstiftes und der Auflagefläche der PAG. Dafür war deren Demontage notwendig. Eine erste Überprüfung wurde vor dem nächsten Flug vorgeschrieben, eine weitere Inspektion 10 Flugstunden (FH) später und dann in wiederkehrenden Zyklen zu jeweils 25 FH. Bild 11 zeigt einen Auszug zur Beschreibung der durchzuführenden Arbeiten aus dem ASB.

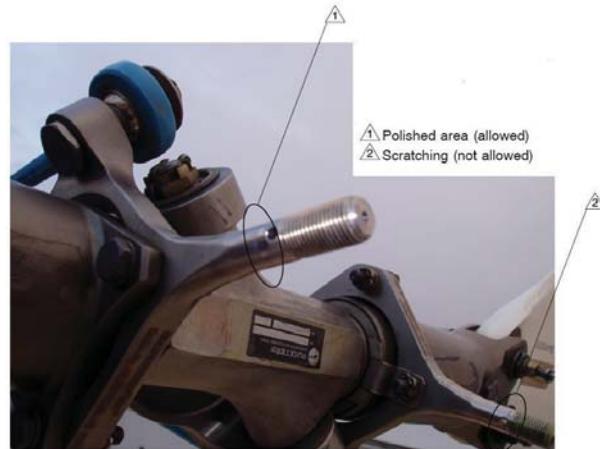


BILD 11. Visuelle Inspektion des Steuerhebelarms auf mechanische Beschädigungen

Aufgrund der ersten Klassifizierung des Zwischenfalls als „Major“ wurde noch am Tag der Zwischenfallmeldung das Luftfahrtbundesamt (LBA) über die vorliegenden Fakten informiert. Das von Eurocopter Deutschland erstellte Alert Service Bulletin wurde dann am 22.12.2006 über die EASA Airworthiness Directive AD 2006-0379-E für alle Betreiber im EASA Geltungsbereich rechtlich verbindlich vorgeschrieben.

Somit waren Kriterien definiert, die unter der Einschränkung der neu eingeführten wiederkehrenden Inspektion weiterhin den sicheren Betrieb der Hubschrauber ermöglichten.

4.3. Analytische Untersuchungen

Nach Auftreten des ersten Schadensfalls wurde eine Überprüfung der Festigkeitsdokumente gestartet, um Anhaltspunkte für mögliche Ursachen zu ermitteln. Die zum Zeitpunkt der Einführung der neuen Steuerhebel durchgeführte Festigkeitsanalyse konnte trotz der Spannungserhöhung durch den längeren wirksamen Hebelarm der Masse, die Erhöhung der Masse und die Spannungskonzentration aufgrund der Bohrung das Versagen nicht erklären.

4.4. Laboruntersuchungen an Schadensteilen

Nach der Demontage des zweiten PAG wurden auf der Innenseite der Passbohrung Riefen festgestellt, hervorgerufen durch das Gewindeschneiden im Blindloch (Bild 12).

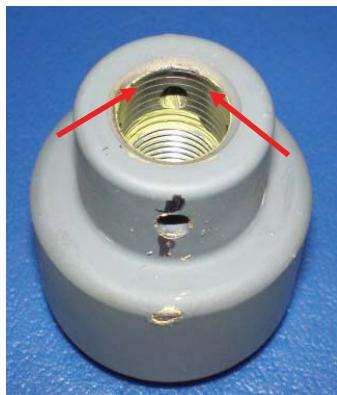


BILD 12. Riefen auf der Innenseite der Masse

Diese Riefen könnten sich auf dem Arm abzeichnen und dadurch eine weitere Spannungskonzentration erzeugen. Die Bauteile wurden im Labor von EADS Innovation Works (IW) detailliert untersucht. Dabei ergaben sich die folgenden Befunde. Der Bruch wurde durch mindestens zwei Ermüdungsrisse (gekennzeichnet mit den roten Pfeilen) verursacht (Bild 13).

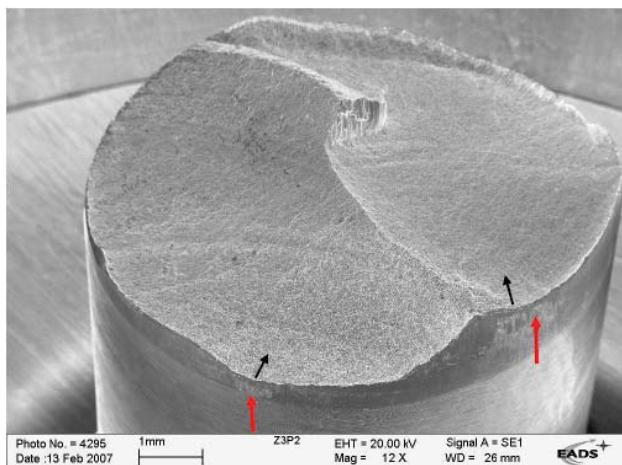


BILD 13. Bruchfläche mit zwei Rissausgängen (rote Pfeile)

An deren jeweiligem Rissausgang befinden sich Bereiche mit ausgeprägter Reibkorrosion auf dem Arm (Bild 14), die auch eine Vielzahl von Oberflächenrissen aufweisen (Bild 15).

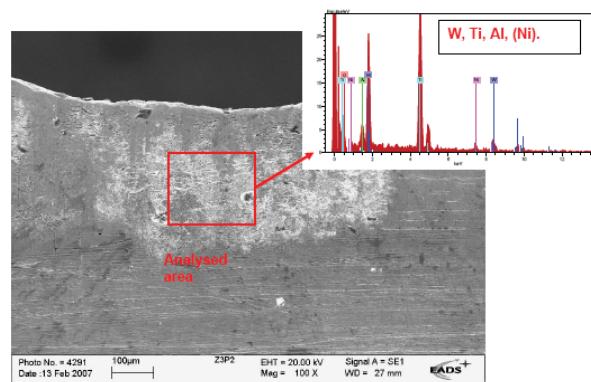


Fig. 3.3: Control lever S/N 9078: The surface area of crack start 1 shows fretting corrosion. Abrasion from the weight (W... tungsten) can be registered.

BILD 14. Bereich mit Reibkorrosion

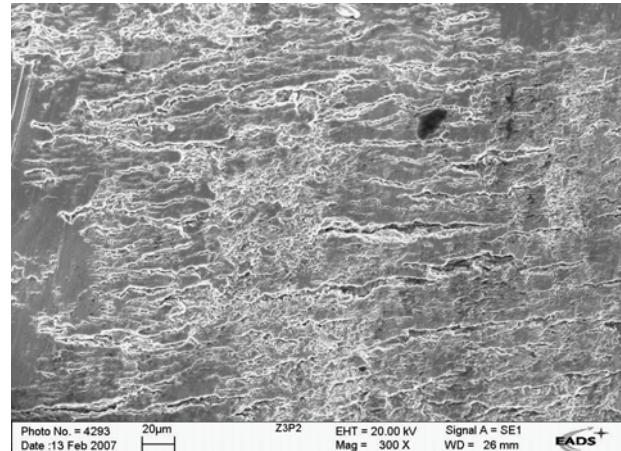


BILD 15. Oberflächenrisse im Bereich mit Reibkorrosion

Die mit EDX (Energy Dispersive X-ray Spectroscopy, Energiedispersiv Röntgenspektroskopie) ausgeführte Analyse der Oberfläche zeigt, dass sich Wolframpartikel auf dem Arm abgelagert haben. Auch das Abzeichnen der Riefen auf der Innenseite des Gewichtes auf dem Steuerhebelarm hat sich bestätigt (Bild 16).

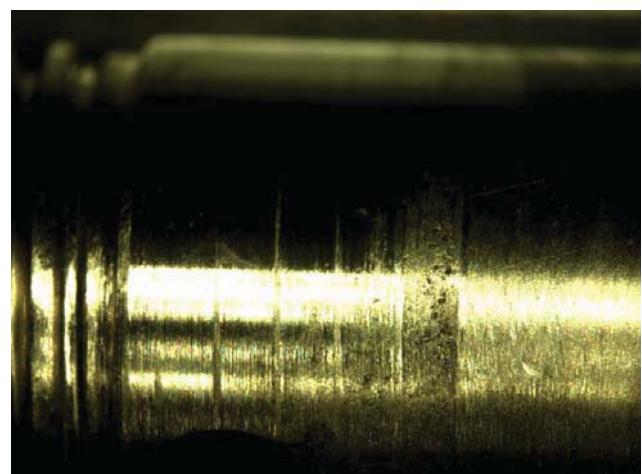


BILD 16. Riefen auf der Oberfläche des Armes

Aus den metallurgischen Untersuchungen entstehen Folgerungen hinsichtlich der Bewertung der vorhandenen Konstruktion. Aufgrund der geringen Länge der Passung zwischen PAG und Arm, die zudem noch durch die Splintbohrung unterbrochen ist, und der Exzentrizität des Schwerpunktes der Masse zur Passung ergibt sich keine ausreichende Zentrierung und Fixierung gegen Kippen. Die dadurch ermöglichten kleinen Kippbewegungen haben Reibkorrosion hervorgerufen. Mindestens einer der vielen Oberflächenrisse ist anschließend unter der dynamischen Biegebelastung gewachsen und hat schließlich zum Bruch des Armes geführt.

4.5. Einfluss durch Erkenntnisse aus der Flotte in den Gesamtprozess

Durch das veröffentlichte ASB waren Maßnahmen definiert, die einen weiteren sicheren Flugbetrieb ermöglichen, wenn auch mit zusätzlichem Inspektionsaufwand. Noch im Rahmen der Ausarbeitung und des Nachweises der geänderten Konstruktion trat ein weiterer Fall auf. Im Landeanflug auf eine Plattform trat bei einem Hubschrauber ein Bruch eines Steuerhebelarms auf. Dieser kündigte sich dem Piloten ebenfalls über ein erhöhtes Vibrationsniveau an, der Hubschrauber blieb weiterhin voll steuerfähig. Nach Abschluss der Landung konnte das abgebrochene Teil des Steuerhebels mit PAG sichergestellt werden. Der Bruch trat 23 Flugstunden (FH) nach der letzten Inspektion auf, also innerhalb der definierten Grenzwerte des ASB von 25 FH. In Abstimmung mit der nationalen Luftfahrtbehörde des Betreibers und der nationalen Luftfahrtbehörde des Entwicklungsbetriebes wurde das Inspektionsintervall um den Faktor 3 reduziert, um auch für den Fall einer fehlerhaften Inspektion die mechanischen Beschädigungen vor Separation des Gewichtes detektieren zu können.



BILD 17. Gebrochener Steuerhebelarm im Bereich des Splintloches

Das neu definierte Inspektionsintervall von 8 FH wurde mit Revision 1 des ASB am 09.07.2007 publiziert, gefolgt von EASA AD 2007-0189-E am 12.07.2007.

4.6. Technische Modifikationen

Nach Abschluss der analytischen Untersuchungen und dem Vorliegen des Laborberichtes konnten die Erkenntnisse in eine modifizierte Konstruktion einfließen, die dann als Korrekturmaßnahme in die Flotte eingerüstet werden muß und somit den ursprünglich zugelassenen Bauzustand wieder herstellt.

Bild 18 stellt die einzelnen Modifikationen gegenüber. Reihe eins zeigt die ursprüngliche Konstruktion, Reihe zwei die verbesserten Steuerhebel und PAG.

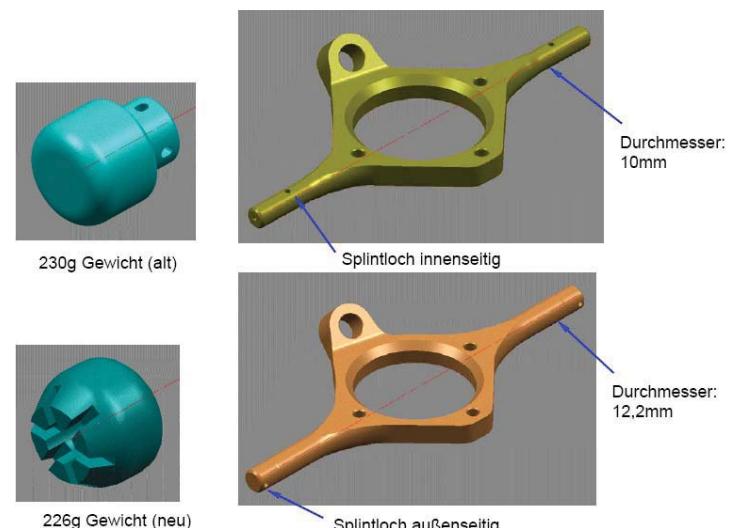


BILD 18. Gegenüberstellung der ursprünglichen Konstruktion (oben) und der verbesserten Konstruktion (unten)

Folgende konstruktive Änderungen wurden umgesetzt:

- Der Durchmesser des Steuerhebelarms wurde von 10 mm auf 12,2 mm angehoben.
- Die Bohrung des Splintloches wurde auf die Außenseite verschoben. Dazu wurde auch die Länge des Armes von 100 mm auf 108 mm vergrößert.
- Die Geometrie des PAGs wurde verbessert und dessen Anlagefläche zum Steuerhebel um 55% vergrößert.
- Die Kontaktfläche von Gewicht zu Steuerhebel wird vor Montage mit Korrosionsschutzpaste behandelt.

4.7. Einführung der Modifikationen in die Serie

Nach Erstellung und Freigabe der geänderten Bauunterlagen durch den Entwicklungsbetrieb musste die Änderung noch bei der zuständigen Luftfahrtbehörde zugelassen werden. Nach Bereitstellung des notwendigen Materials wurde ein Umrüstsatz definiert, mit dem ein Umbau der vom ASB betroffenen Maschinen ermöglicht wurde.

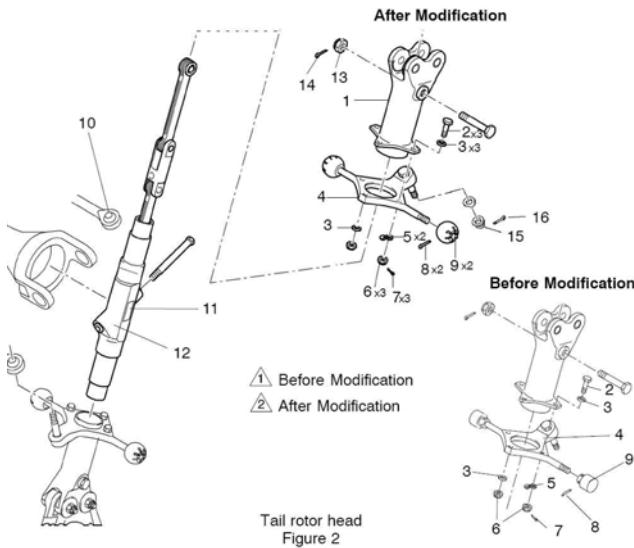


BILD 19. Einführung der Modifikationen in die Serie

Bild 19 zeigt einen Auszug aus der Umrüstdokumentation. Um dem Kunden einen Umbau zu ermöglichen, wurde eine erneute Revision des ASB erstellt, das die weiterführende Kontrolle des Steuerhebels bis zu dessen Umrüstung vorschreibt.

Als Endtermin für die spätest mögliche Umrüstung wurde der 31.10.2007 definiert. Ab diesem Datum soll kein Steuerhebel mehr im Betrieb sein, der unter die Inspektionskriterien des ASB fällt. Die Definition einer solchen abschließenden Handlung wird im Allgemeinen als „terminating action“ bezeichnet. Um diese für alle Betreiber als bindend anzuweisen, wurde auch diese Revision des ASB am 31.08.2007 mit der EASA AD 2007-0237 belegt.

Nach Ablauf der Frist waren alle angesprochenen Steuerhebel durch Neue mit verbesserter Konstruktion ersetzt worden und sind somit vom ASB und der dazugehörigen AD nicht mehr betroffen.

Die modifizierten Steuerhebel und Gewichte sind seither ohne weitere negative Berichte aus der Flotte im Einsatz.

5. SCHLUSSFOLGERUNGEN

Das Zusammenspiel und die Interaktionen vieler Fachbereiche sind notwendig, um Flugzwischenfälle zu analysieren, deren Ursachen zu ermitteln und anschließend geeignete Gegenmaßnahmen zu definieren. Diese Maßnahmen haben einen entscheidenden Anteil an der Aufrechterhaltung und Verbesserung der allgemeinen Flugsicherheit. Dafür ist es auch wichtig, dass Erkenntnisse, die durch solche Untersuchungen gewonnen wurden, wieder in den Prozess von Neukonstruktionen einfließen.

Damit können aus Fehlern bzw. Mängeln die zukünftigen Produkte von Beginn an einen noch höheren Reifegrad erlangen. Als Beispiel hierfür können verbesserte Materialauswahl und Wärmebehandlungen von Werkstoffen, aber auch Konstruktionssystematiken genannt werden.

So kann der Kreislauf geschlossen werden und eine Wiederholung eines ähnlichen Vorfalls für die Zukunft vermieden werden.

6. QUELLENANGABEN

- [1] REGULATION (EC) No 216/2008 OF THE EUROPEAN PARLIAMENT AND OF THE COUNCIL of 20 February 2008 on common rules in the field of civil aviation and establishing a European Aviation Safety Agency, and repealing Council Directive 91/670/EEC, Regulation (EC) No 1592/2002 and Directive 2004/36/EC
- [2] COMMISSION REGULATION (EC) No 1702/2003 of 24 September 2003 laying down implementing rules for the airworthiness and environmental certification of aircraft and related products, parts and appliances, as well as for the certification of design and production organisations
- [3] AMC-20, GENERAL ACCEPTABLE MEANS OF COMPLIANCE FOR AIRWORTHINESS OF PRODUCTS, PARTS AND APPLIANCES, AMC 20-8, Occurrence Reporting
- [4] DECISION NO. 2003/1/RM OF THE EXECUTIVE DIRECTOR OF THE AGENCY of 17 October 2003 on acceptable means of compliance and guidance material for the airworthiness and environmental certification of aircraft and related products, parts and appliances, as well as for the certification of design and production organisations ("AMC and GM to Part 21")
- [5] A. Humpert, Design of the Eurocopter Medium Twin Helicopter EC 145, AHS Forum, USA, 05.2003