

Untersuchungsbericht

Identifikation

Art des Ereignisses:	Unfall
Datum:	13. September 2006
Ort:	Frankfurt/Main
Luftfahrzeug(e):	Flugzeug
Hersteller / Muster:	Fokker BV / Fokker F 28 MK 100
Personenschaden:	keiner
Sachschaden:	Luftfahrzeug schwer beschädigt
Drittschaden:	keiner
Informationsquelle:	Untersuchung durch Mitarbeiter der BFU
Aktenzeichen:	BFU AX002-06

Sachverhalt

Ereignisse und Flugverlauf

Die Fokker F 28 MK 100 war in Paris mit fünf Besatzungsmitgliedern und sechsundachtzig Passagieren an Bord zu einem Linienflug nach Frankfurt/Main gestartet.

Um 19:41 Uhr¹ setzte das Flugzeug mit einer Geschwindigkeit von ca. 130 kt auf der Landebahn 25L des Flughafens auf.

¹ Alle angegebenen Zeiten, soweit nicht anders bezeichnet, entsprechen Ortszeit

Nach Angaben der Flugbesatzung führte der zweite Luftfahrzeugführer einen normalen Anflug durch und setzte das Luftfahrzeug weich auf. Zu Beginn der Ausrollphase wurde das Flugzeug mit der Schubumkehr verzögert bei normaler Bremswirkung. Bei einer Geschwindigkeit von ca. 100 kt bemerkte die Besatzung Vibrationen mittlerer Intensität. Der verantwortliche Pilot vermutete zunächst einen geplatzten Reifen. Unmittelbar danach registrierte die Besatzung starke Vibrationen des Hauptfahrwerks. Der verantwortliche Luftfahrzeugführer wies den Copiloten an, das Flugzeug mit *emergency reverse* zum Stillstand zu bringen. Bei einer Geschwindigkeit von ca. 60 kt übernahm er die Steuerung und brachte das Flugzeug auf der Landebahnmittellinie im Bereich des Rollweges Hto zum Stillstand. Der zweite Flugzeugführer informierte über Funk mit einer Dringlichkeitsmeldung den Lotsen. Dieser teilte daraufhin mit, dass er im Bereich des Hauptfahrwerkes kurzzeitig Rauchentwicklung beobachtet habe.

Die Kabinenbesatzung wurde angewiesen, sich auf eine eventuelle Evakuierung vorzubereiten. Das Flugzeug verließ dann die Piste 25L, rollte in den Rollweg Hto und blieb vor dem Rollweg C stehen. Die Flugbesatzung traf die Entscheidung für ein normales Verlassen des Flugzeuges und informierte darüber die Passagiere.

Laut Aufzeichnungen des Flugdatenschreibers (FDR) traten beim Aufsetzen des Luftfahrzeuges Vertikalbeschleunigungswerte zwischen 1,15 und 0,83 auf. Die Groundspoiler fuhren aus und die Schubumkehr wurde aktiviert. Etwa zwei Sekunden nach dem Aufsetzen wurden laterale Beschleunigungen von maximal +/- 0,8 und Kursschwankungen aufgezeichnet, die bis zum Stillstand des Luftfahrzeuges 40 Sekunden später anhielten. Der Cockpit Voice Recorder (CVR) zeichnete zwei Sekunden nach dem Aufsetzen beginnend Vibrationen auf, deren Frequenz zunächst 15 Hz betrug und sich im weiteren Verlauf verringerte.

Angaben zu Personen

Der 44-jährige verantwortliche Pilot war im Besitz einer bis zum 02.05.2010 gültigen Lizenz für Verkehrsflugzeugführer, erstmals ausgestellt am 18.02.2004 durch die französische Luftfahrtbehörde. In seiner Lizenz war die Musterberechtigung und Mustereinweisungsberechtigung TRI für das Flugzeugmuster F 70/100 eingetragen. Sein flugmedizinisches Tauglichkeitszeugnis Klasse 1 war bis 31.12.2006 gültig. Seine Gesamtflugerfahrung zum Unfallzeitpunkt betrug ca. 12 500 Stunden, davon ca. 2 300 Stunden auf dem Muster.

Der 44-jährige zweite Flugzeugführer hatte eine Gesamtflugerfahrung von ca. 3 800 Stunden, davon 1 310 Stunden auf dem Muster. Er besaß eine bis zum 17.06.2009 gültige Lizenz für Verkehrsflugzeugführer. Er hatte eine Musterberechtigung für das Flugzeugmuster F 70/100. Sein medizinisches Tauglichkeitszeugnis Klasse 1 war bis 31.10.2006 gültig.

Angaben zum Luftfahrzeug

Das Flugzeug Fokker F 28 MK 100 ist ein zweistrahliges Verkehrsflugzeug für Kurz- und Mittelstrecken.

Das Luftfahrzeug war in Frankreich zum Verkehr zugelassen und wurde seit März 1999 von einem französischen Luftfahrtunternehmen betrieben.

Hersteller:	Fokker BV
Muster:	Fokker F 28 MK 100
Baujahr:	1995
Werknummer:	11494
MTOM:	42 000 kg
Triebwerke:	Rolls Royce TAY 650-15

Das Flugzeug hatte eine Gesamtbetriebszeit von ca. 20 365 Stunden.

An den Hauptfahrwerken war das Luftfahrzeug mit Flatterdämpfern (Shimmy damper) ausgerüstet.

Nach Angaben des Luftfahrtunternehmens war der Dämpfer am linken Hauptfahrwerk im Rahmen eines A-Checks am 04.09.2006 eingebaut worden und seitdem 44 Stunden in Betrieb. Eine Überprüfung des Hydrauliköl-Füllstandes am Reservoir ist laut Maintenance Schedule Bestandteil des täglichen Checks.

Meteorologische Informationen

Zum Zeitpunkt der Landung herrschte Abenddämmerung.

Laut der automatisch ausgestrahlten Lande- und Startinformation ATIS, Information H von 19:22 Uhr herrschten folgende Wetterbedingungen:

Bewölkung:	CAVOK
------------	-------

Sicht: mehr als 10 km
Wind: 100°/ 3 kt
Temperatur: 26 °C
Luftdruck (QNH): 1 013 hPa

In der Kontrollzone (CTR) herrschten Sichtwetterbedingungen.

Angaben zum Flugplatz

Der Verkehrsflughafen Frankfurt/Main verfügt über zwei parallele Start- und Landebahnen in Richtung 069°/249° mit den Abmessungen 4 000 m x 60 m und über eine in Richtung 179° verlaufende 4 000 m lange und 45 m breite Startbahn. Zum Ereigniszeitpunkt waren die Pisten 25L und 25R in Betrieb.

Flugdatenaufzeichnung

Das Flugzeug war mit einem Flugdatenschreiber (FDR) Fairchild F1000 und einem Cockpit Voice Recorder (CVR) Fairchild A200S ausgerüstet. Der FDR zeichnete 380 Parameter auf. Der CVR hatte eine Aufzeichnungskapazität von zwei Stunden.

Die Aufzeichnungen beider Recorder standen für die Untersuchung zur Verfügung.

Unfallstelle und Feststellungen am Luftfahrzeug

Der Lotse hatte nach dem Ereignis eine Sichtinspektion der Landebahn durch Flughafenmitarbeiter angefordert. Dabei wurden ca. 150 m vor der Einmündung des Rollweges H, ca. 200 m östlich des Rollweges H und ca. 50 m vor Rollweg G vier Metallteile, die zum linken Hauptfahrwerk gehörten, gefunden.

Es wurde festgestellt, dass am linken Hauptfahrwerksbein das Auge des oberen *Torque-Link*-Anschlusses gebrochen war (s. Anlage). Reste des Auges befanden sich zwischen dem Bolzen und dem oberen *Torque Link*. Die Air/Ground-Schalter waren vom Beschlag abgetrennt. Der Behälter des Hydraulikölreservoirs des Flatterdämpfers stand ca. 3 mm oberhalb der „REFILL“-Markierung. Der gesamte Bereich um den Flatterdämpfer war mit Hydraulikflüssigkeit benetzt.

Das linke Hauptfahrwerk wurde ausgebaut und zur BFU nach Braunschweig transportiert.

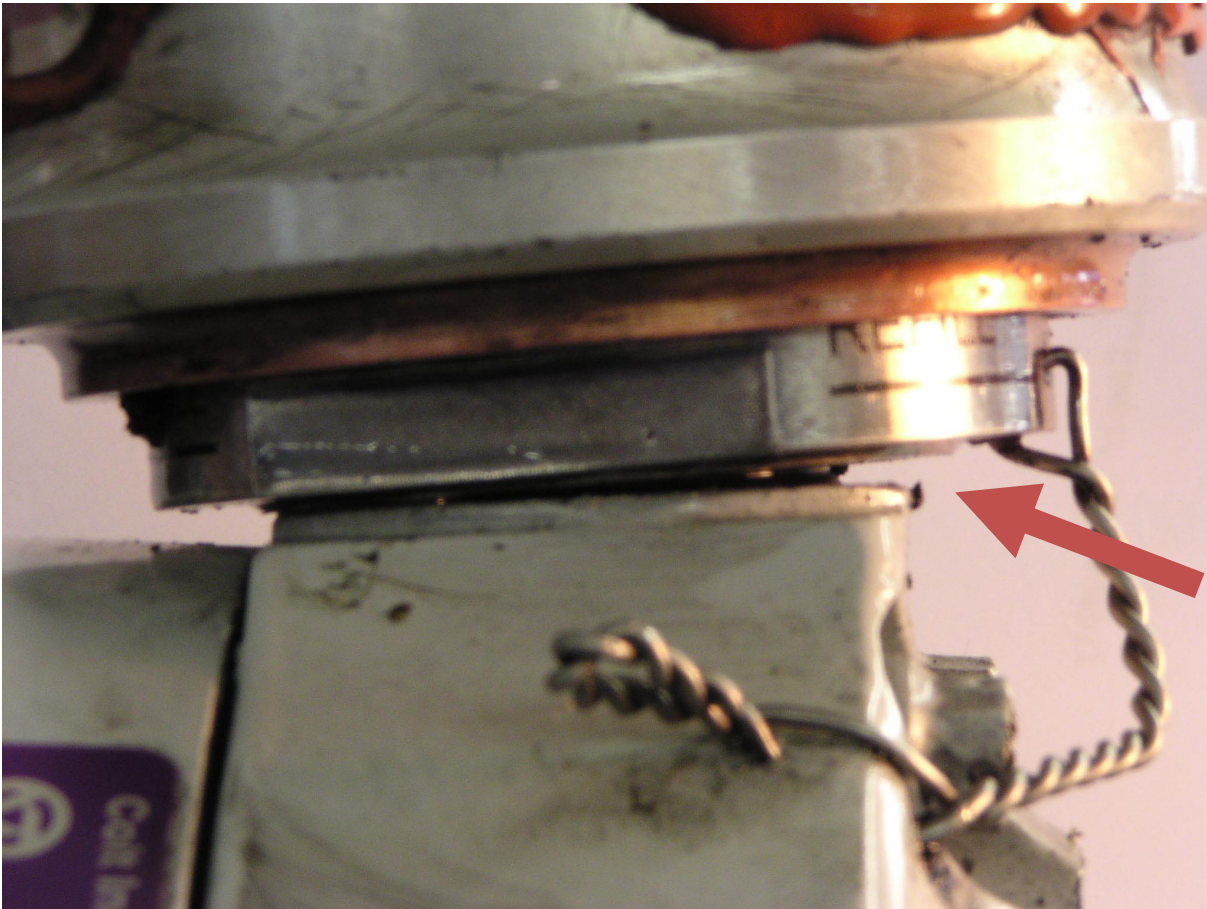
Brand

Ein Brand war nicht entstanden.

Versuche und Forschungsergebnisse

Untersuchung des Flatterdämpfers

Eine detaillierte Untersuchung des Flatterdämpfers wurde unter Leitung der BFU in einem Wartungsbetrieb des Luftfahrzeugherstellers durchgeführt. Dabei wurde festgestellt, dass das Gehäuse des Hydraulikölreservoirs geringfügige Verformungen und Kratzspuren aufwies. Die Schraubverbindung zwischen dem Ölbehälter des Flatterdämpfers und dem Dämpfergehäuse war mit einem 1,2 mm starken Sicherungsdraht gesichert. Die Drahtsicherung war in der vorgeschriebenen Richtung eingebaut. Der Behälter ließ sich innerhalb der Begrenzungen, die durch die Länge des Sicherungsdrahtes vorgegeben waren, in beide Richtungen von Hand drehen. Zwischen Dämpfergehäuse und Hydraulikreservoir wurde einseitig ein ca. 1,75 mm breiter Spalt vorgefunden.



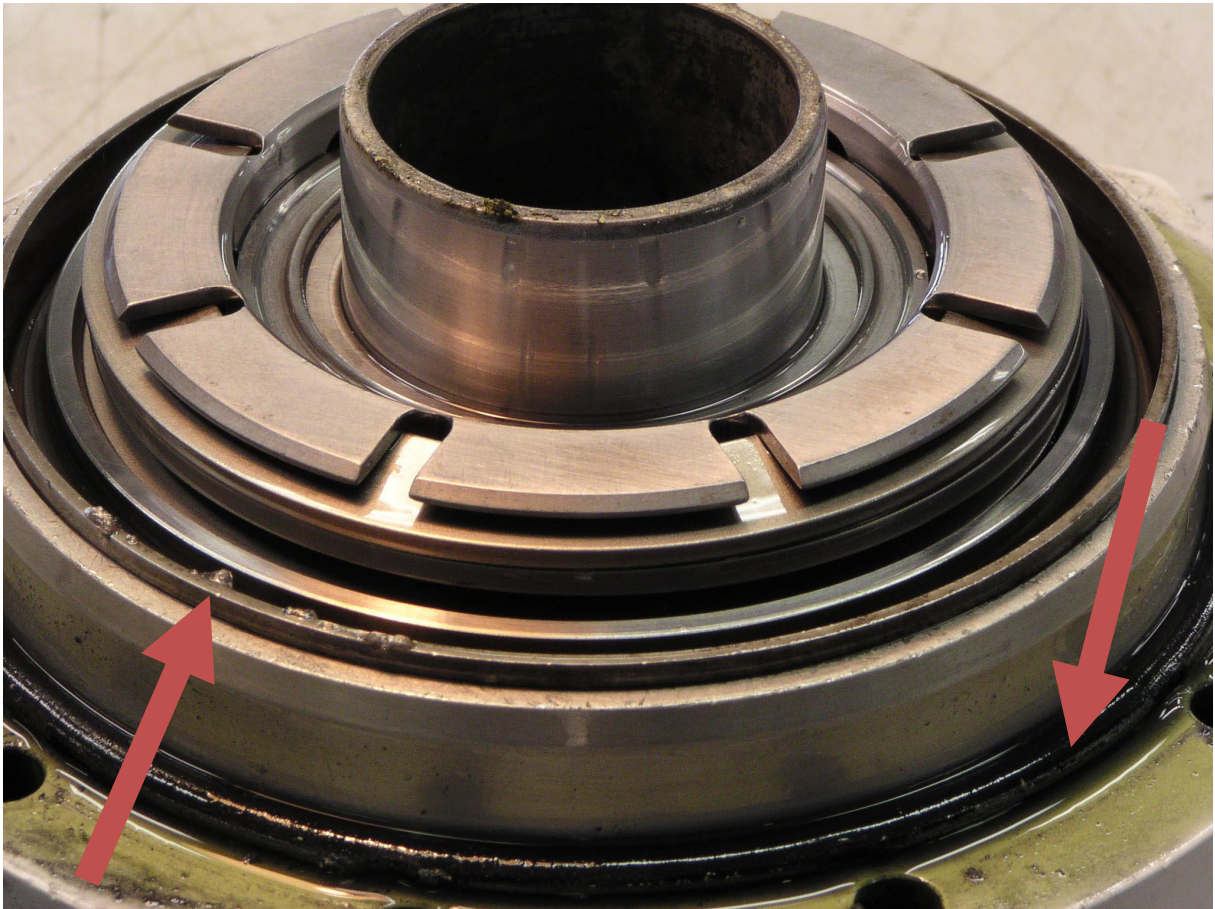
Anschluss Hydraulikreservoir an Gehäuse des Flatterdämpfers mit 1,75 mm Spalt Foto: Fokker Services BV

In dem Dämpfer befand sich etwa 100 cm³ leicht verunreinigte Flüssigkeit. Die Flüssigkeit wurde für weitere Untersuchungen sichergestellt.

Eine Druck- und Dichtigkeitsuntersuchung des Flatterdämpfers mit von Hand festgeschraubtem Reservoir ergab eine Leckage an der Verschraubung zwischen Dämpfergehäuse und Hydraulikreservoir.

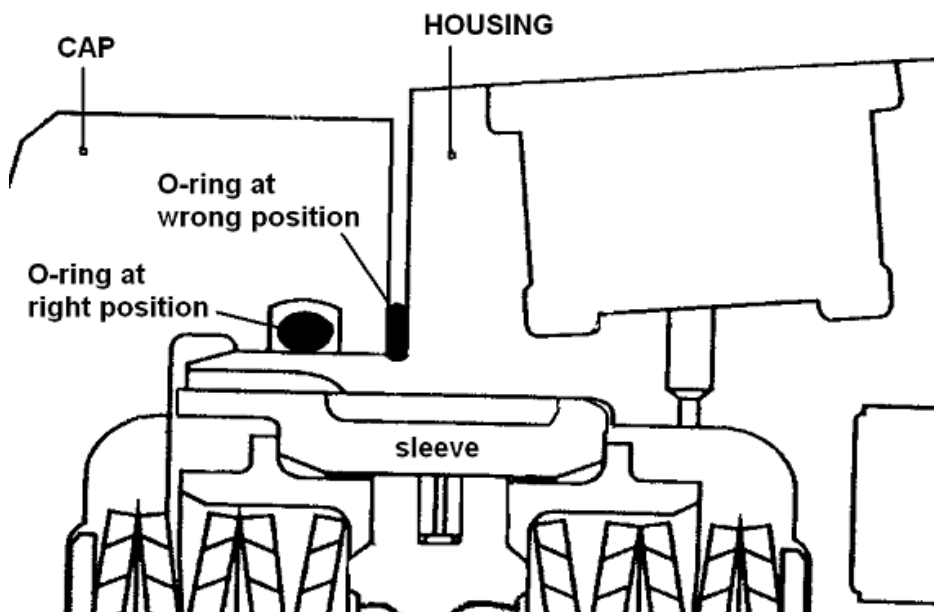
Nach dem Abschrauben des Hydraulikreservoirs zeigte sich, dass der Gewindeein-
satz im Dämpfergehäuse schief eingebaut war.

Bei der Zerlegung des Flatterdämpfers wurde festgestellt, dass zum Lösen der Befestigungsbolzen ein Drehmoment zwischen 130 und 170 in.lb (14,7-19,2 Nm) erforderlich war (vorgeschriebenes Anzugsmoment 116-126 in.lb (13,1-14,23 Nm)) Weiter wurde festgestellt, dass der O-Ring zwischen Flatterdämpfergehäuse und Gehäusedeckel sich teilweise außerhalb der Nut befand und zwischen Gehäuse und Deckel eingeklemmt war.



Dämpfergehäuse mit schlieriger Substanz und falsch montiertem O-Ring

Foto: Fokker Services B.V.



O-Ring wie vorgefunden

Skizze: Fokker Services B.V.

Der Flatterdämpfer wurde entleert und vollständig zerlegt. Dabei wurden an allen Teilen Rückstände (Schlieren) der gelartigen Substanz und Schmutzpartikel gefunden. Im Bereich des Kolbens befand sich ein ca. 2 mm² großer Metallspan.

Die Ergebnisse der verschiedenen Flow-Tests, bei denen die festgestellten Mängel schrittweise beseitigt wurden, zeigten, dass der falsch montierte O-Ring sowie die Verunreinigungen und/oder der Metallspan wesentlichen Einfluss auf die Leistung des Flatterdämpfers hatten. Die Verunreinigungen und der Metallspan bewirkten eine Erhöhung des Durchflusses von 0,8 Gallonen pro Minute (GPM), während der fehlerhaft montierte O-Ring zu einer Erhöhung um 0,16 GPM führte.

Der Flatterdämpfer wurde gereinigt, mit einem korrekt montierten O-Ring versehen und mit frischer Hydraulikflüssigkeit gefüllt. Der anschließende Funktionstest verlief ohne Beanstandungen.

Untersuchung der Hydraulikflüssigkeit

Die sichergestellte Hydraulikflüssigkeit wurde beim Wehrwissenschaftlichen Institut für Werk-, Explosiv- und Betriebsstoffe (WIWEB) untersucht. Dabei wurde festgestellt, dass es sich um ein phosphatesterbasierendes Produkt handelte, welches mit Skydrol 500B-4 weitgehend identisch war. Wassergehalt und Säurezahl lagen im Toleranzbereich einer gebrauchten Hydraulikflüssigkeit dieses Typs. Es wurde weder eine Alterung noch ein Abbau der Hydraulikflüssigkeit festgestellt.

Die in der Flüssigkeit enthaltenen schwarzen Feststoffverunreinigungen wurden als Calciumphosphat, die Schlieren als Polyalkylmethacrylat identifiziert. Das Calciumphosphat und das Polyalkylmethacrylat waren von außen in die Hydraulikflüssigkeit gelangt.

Die gelartige Substanz aus dem Inneren des Flatterdämpfers war weitgehend identisch mit den Schlieren aus der Hydraulikflüssigkeit.

Zusätzliche Informationen

Der Flatterdämpfer befand sich zwischen 06.07.2006 und 18.08.2006 in einem französischen Wartungsbetrieb zur Überholung. Die Überholung wurde bei 11 494 Cycles innerhalb des Limits von 12 000 Cycles durchgeführt. Seit der Überholung hatte der Dämpfer 49 Cycles und seit seiner Herstellung insgesamt 11 543 Cycles absolviert.

Der Flatterdämpfer mit der Partnummer 23700-7 entsprach zum Zeitpunkt des Ereignisses dem aktuellen technischen Standard des Herstellers.

Nach Angaben des Herstellers des Dämpfers war laut Component Maintenance Manual (CMM) nach Überholung des Flatterdämpfers ein Flow-Test vorgeschrieben. Aus der schriftlichen Dokumentation des Wartungsbetriebes ging hervor, dass zumindest einige der laut CMM vorgeschriebenen Tests durchgeführt wurden. Die Ergebnisse von Flow-Tests waren jedoch nicht dokumentiert. Laut der Dokumentation des Wartungsbetriebes hätte dieser durchgeführt werden müssen. Das laut den Unterlagen des Wartungsbetriebes vorgesehene Prüfkriterium für ein erfolgreiches Bestehen des Tests sah eine Durchflussmenge von weniger als 1,9 l pro Minute (0,5 Gallonen in der Minute) vor. Seit Februar 2004 war als Prüfkriterium vom Hersteller des Dämpfers in dem CMM eine Durchflussmenge von höchstens 1,5 l pro Minute (0,4 Gallonen in der Minute) vorgeschrieben.

Der Flugzeughersteller gab an, dass sich in der Vergangenheit zwölf weitere Fälle ereignet hatten, bei denen es zu Beschädigungen am Hauptfahrwerk gekommen war. Fünf dieser Ereignisse hatten zu einer Beschädigung bzw. zum Bruch des *Torque Link Lug* geführt, in sechs Fällen war es zu Brüchen des Hauptfahrwerks gekommen.

Beurteilung

Die Piloten waren im Besitz der für die Flugdurchführung vorgeschriebenen Lizenzen und Berechtigungen.

Die Wetterbedingungen hatten keinen ursächlichen Einfluss auf den Flugunfall.

Die FDR-Daten ergaben keine Hinweise auf ein hartes Aufsetzen des Flugzeuges bei der Landung. Zwei Sekunden nach dem Aufsetzen begannen Vibrationen, die bis zum Stillstand des Flugzeuges anhielten. Die Besatzung deutete die Vibrationen als Anzeichen für einen geplatzten Reifen. Es gelang ihr, das Flugzeug in der Mitte der Landebahn zu halten.

Grundsätzlich ist das Auftreten von Vibrationen am Fahrwerk, z.B. bei der Landung nicht ungewöhnlich. Um die Vibrationen zu minimieren und zu vermeiden, dass diese möglicherweise zum Bruch von Bauteilen führen, ist daher eine Dämpfung notwendig.

Bei dem Bruch des Auges des oberen *Torque-Link*-Anschlusses handelt es sich um einen Gewaltbruch.

Die Untersuchung des Flatterdämpfers ergab, dass der falsch eingebaute O-Ring in Verbindung mit der gelartigen Substanz und dem Metallspan innerhalb des Dämpfergehäuses zum Ausfall der Dämpfung und im Weiteren zum Bruch des *Torque-Link* geführt hatten.

Laut den Untersuchungsergebnissen sind die Verunreinigungen von außen in die Hydraulikflüssigkeit gelangt.

Es ist wahrscheinlich, dass die Verunreinigungen in Zusammenhang mit der Überholung des Flatterdämpfers in das Gehäuse gelangt sind.

Es war nicht mit hinreichender Sicherheit zu ermitteln, ob im Rahmen der Überholung des Flatterdämpfers ein Flow-Test durchgeführt worden ist. Die schriftlichen Vorgaben des Wartungsbetriebes zur Durchführung des Tests enthielten jedoch nicht die aktuellen Forderungen gemäß CMM des Dämpferherstellers. Der Dämpfer hätte einen nach Maßgabe der veralteten Unterlagen des Wartungsbetriebes durchgeführten Flow-Test bestanden. Nach den aktuell gültigen Kriterien des CMM hätte er den Test nicht bestanden. Die Anwendung veralteter Vorgaben bei der Testdurchführung nach der Überholung kann als ein zum Ereignis beitragender Faktor nicht ausgeschlossen werden.

Schlussfolgerungen

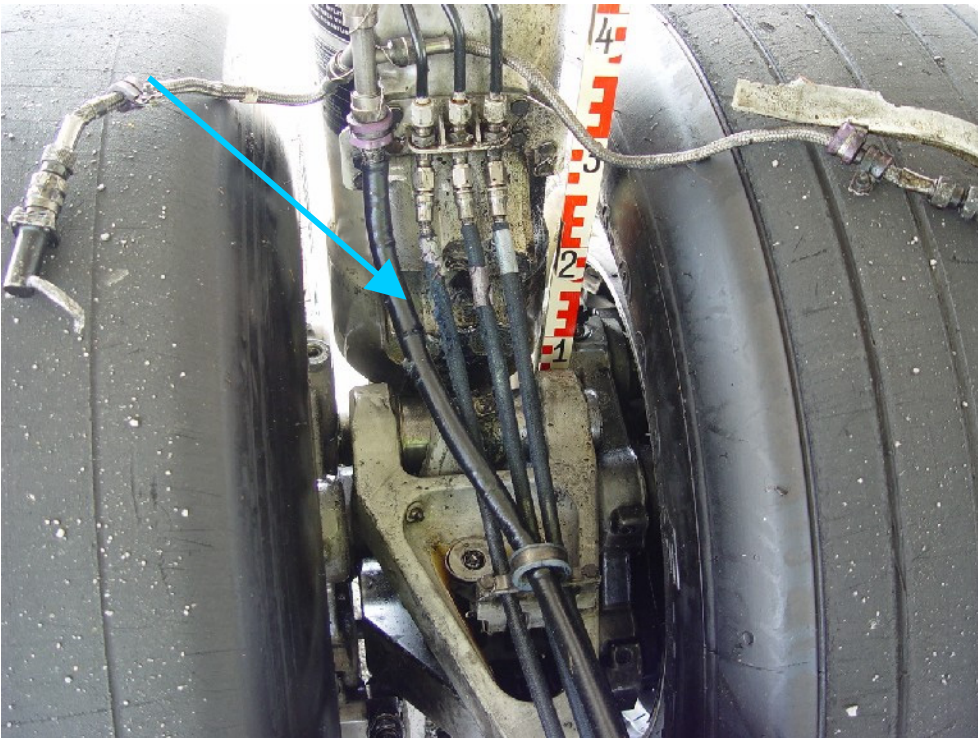
Der Unfall ist darauf zurückzuführen, dass die fehlerhafte Montage des O-Rings sowie Verunreinigungen der Hydraulikflüssigkeit die Funktion des Flatterdämpfers beeinträchtigten. Dies führte zu einem Ausfall der Dämpfung am Hauptfahrwerk und es kam zu einem Gewaltbruch des *Torque Link*.

Untersuchungsführer: Jens Friedemann
Mitwirkung: Dietmar Nehmsch, Dieter Ritschel
Untersuchung vor Ort: Andreas Wilke, Jens Friedemann
Braunschweig: 02.11.2011

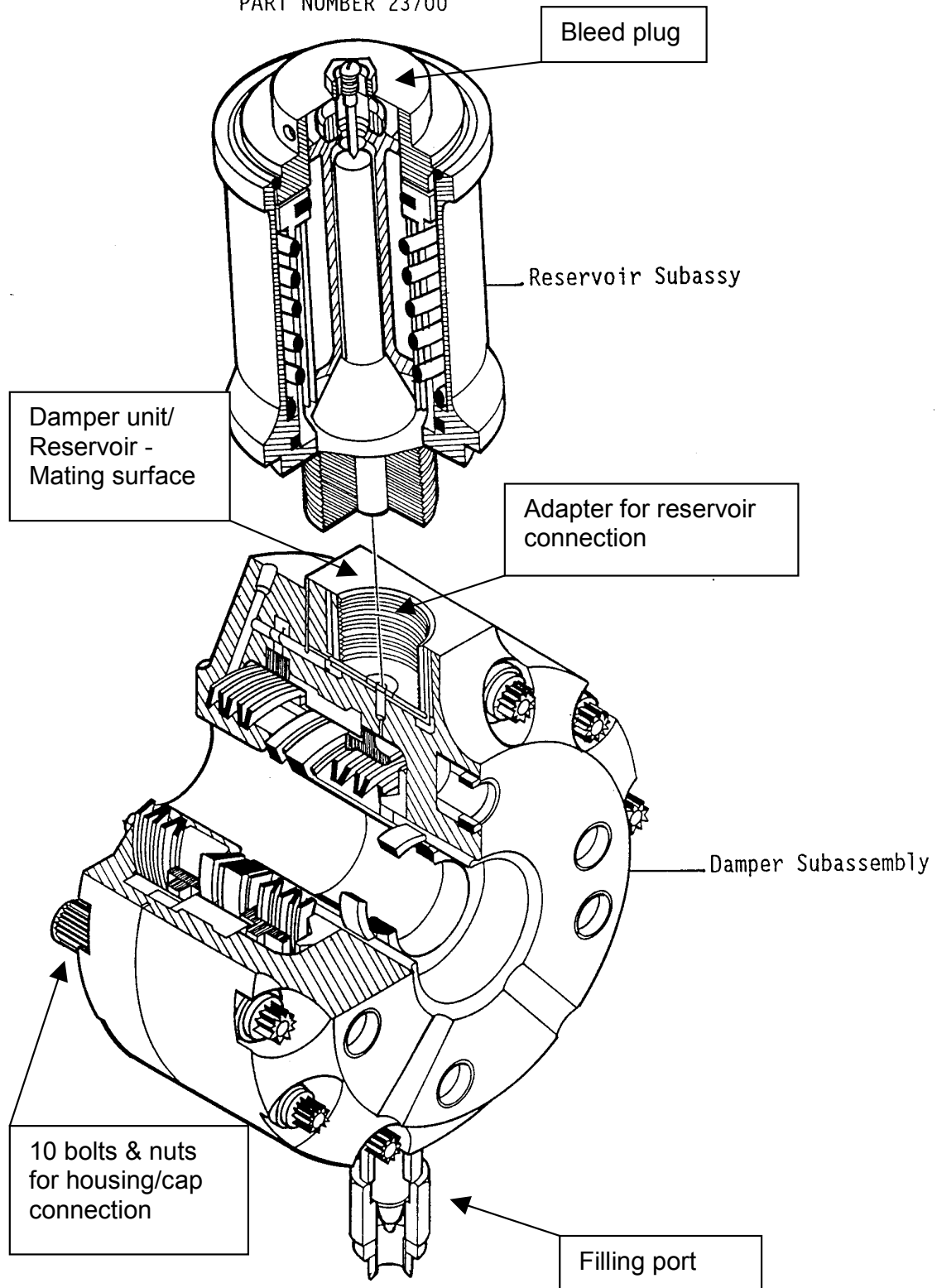
Anlagen

Anlage 1: Fotos des oberen *Torque-Link*-Anschlusses und des Flatterdämpfers des linken Hauptfahrwerks

Anlage 2: Skizze des Flatterdämpfers



COMPONENT MAINTENANCE MANUAL
PART NUMBER 23700



Die Untersuchung wurde in Übereinstimmung mit der Verordnung (EU) Nr. 996/2010 des Europäischen Parlaments und des Rates vom 20. Oktober 2010 über die Untersuchung und Verhütung von Unfällen und Störungen in der Zivillufffahrt und dem Gesetz über die Untersuchung von Unfällen und Störungen beim Betrieb ziviler Luftfahrzeuge (Flugunfall-Untersuchungs-Gesetz - FIUUG) vom 26. August 1998 durchgeführt.

Danach ist das alleinige Ziel der Untersuchung die Verhütung künftiger Unfälle und Störungen. Die Untersuchung dient nicht der Feststellung des Verschuldens, der Haftung oder von Ansprüchen.

Herausgeber

Bundesstelle für
Flugunfalluntersuchung
Hermann-Blenk-Str. 16

38108 Braunschweig

Telefon 0 531 35 48 - 0
Telefax 0 531 35 48 - 246

Mail box@bfu-web.de
Internet www.bfu-web.de