

# Untersuchungsbericht

Unfall mit dem Hubschrauber der Type Bell 206L,  
am 15.07.2006, um ca. 08:05 Uhr UTC im Gemeindegebiet  
A-8591 Maria Lankowitz, Bezirk Voitsberg, Steiermark  
GZ.: BMK-85.112-IV/SUB/ZLF/2020

## Inhalt

|   |          |
|---|----------|
| <b>Vorwort</b> .....                                    | <b>5</b> |
| <b>Hinweis</b> .....                                    | <b>6</b> |
| <b>Einleitung</b> .....                                 | <b>7</b> |
| Kurzdarstellung .....                                   | 8        |
| Hergang .....   | 8        |
| Folgen .....  | 8        |
| Wahrscheinliche Ursachen .....                          | 8        |
| <b>1 Tatsachenermittlung</b> .....                      | <b>9</b> |
| 1.1 Ereignisse und Flugverlauf .....                    | 9        |
| 1.1.1 Flugvorbereitung .....                            | 10       |
| 1.2 Personenschäden .....                               | 10       |
| 1.3 Schaden am Luftfahrzeug .....                       | 10       |
| 1.4 Andere Schäden .....                                | 11       |
| 1.5 Personal .....                                      | 11       |
| 1.5.1 Verantwortlicher Pilot .....                      | 11       |
| 1.5.2 Instandhaltungspersonal .....                     | 12       |
| 1.6 Luftfahrzeug .....                                  | 15       |
| 1.6.1 Bord Dokumente .....                              | 17       |
| 1.6.2 Luftfahrzeug Wartung .....                        | 19       |
| 1.6.3 Beladung und Schwerpunkt des Luftfahrzeuges ..... | 41       |
| 1.7 Flugwetter .....                                    | 42       |
| 1.7.1 Wettervorhersage .....                            | 42       |
| 1.7.2 Wettermeldungen .....                             | 43       |
| 1.7.3 Natürliche Lichtverhältnisse .....                | 43       |
| 1.8 Navigationshilfen .....                             | 43       |
| 1.9 Flugfernmeldedienste .....                          | 43       |
| 1.10 Flugplatz .....                                    | 43       |

|  |            |
|--|------------|
| 1.11 Flugschreiber.....  | 44         |
| 1.12 Angaben über Wrack und Aufprall .....                     | 44         |
| 1.13 Medizinische und pathologische Angaben .....              | 47         |
| 1.14 Brand.....  | 47         |
| 1.15 Überlebensaspekte .....                                   | 48         |
| 1.16 Weiterführende Untersuchungen .....                       | 48         |
| 1.16.1 Technische Untersuchung .....                           | 48         |
| 1.16.2 Befundung von Triebwerksteilen .....                    | 52         |
| Prüfung Schaufelbruch Turbinenrad #3 .....                     | 78         |
| 1.16.3 Instandhaltungs- und Lufttüchtigkeitsanweisungen.....   | 87         |
| 1.17 Organisation und deren Verfahren.....                     | 94         |
| 1.18 Andere Angaben .....                                      | 101        |
| 1.18.1 Luftfahrtrechtliche Bestimmungen .....                  | 101        |
| <b>2 Auswertung .....</b>                                      | <b>121</b> |
| 2.1 Flugbetrieb.....   | 121        |
| 2.1.1 Flugverlauf.....   | 121        |
| 2.1.2 Besatzung .....  | 122        |
| 2.1.3 Postholder Continuing Airworthiness (PCA) .....          | 122        |
| 2.2 Luftfahrzeug.....  | 122        |
| 2.2.1 Beladung und Schwerpunkt .....                           | 122        |
| 2.2.2 Luftfahrzeug Wartung .....                               | 123        |
| 2.2.3 Technische Untersuchung.....                             | 132        |
| 2.3 Flugwetter.....  | 139        |
| <b>3 Schlussfolgerungen .....</b>                              | <b>140</b> |
| 3.1 Befunde.....   | 140        |
| 3.2 Wahrscheinliche Ursachen .....                             | 149        |
| <b>4 Sicherheitsempfehlungen.....</b>                          | <b>150</b> |
| <b>5 Konsultationsverfahren / Stellungnahmeverfahren .....</b> | <b>151</b> |

|   |            |
|---|------------|
| <b>Tabellenverzeichnis.....</b>         | <b>152</b> |
| <b>Abbildungsverzeichnis.....</b>       | <b>153</b> |
| <b>Verzeichnis der Regelwerke .....</b> | <b>156</b> |
| <b>Abkürzungen.....</b>                 | <b>157</b> |
| <b>Impressum.....</b>                   | <b>160</b> |
| <b>Anhänge .....</b>                    | <b>162</b> |
| Anhang A .....                          | 162        |
| Anhang B.....                           | 165        |
| Anhang C.....                           | 170        |
| Anhang D1 .....                         | 173        |
| Anhang D2 .....                         | 177        |
| Anhang E.....                           | 183        |
| Anhang F.....                           | 198        |

## **Vorwort**

Die Sicherheitsuntersuchung erfolgt in Übereinstimmung mit der Verordnung (EU) Nr. 996/2010 und dem Unfalluntersuchungsgesetz, BGBl. I Nr. 123/2005 idgF.

Das einzige Ziel der Sicherheitsuntersuchung ist die Verhütung künftiger Unfälle oder Störungen, ohne eine Schuld oder Haftung festzustellen.

Wenn nicht anders angegeben sind Sicherheitsempfehlungen an jene Stellen gerichtet, welche die Sicherheitsempfehlungen in geeignete Maßnahmen umsetzen können. Die Entscheidung über die Umsetzung von Sicherheitsempfehlungen liegt bei diesen Stellen.

Zur Wahrung der Anonymität aller an dem Unfall, schweren Störung oder Störung beteiligten natürlichen oder juristischen Personen unterliegt der Untersuchungsbericht inhaltlichen Einschränkungen.

Alle in diesem Bericht angegebenen Zeiten sind in UTC angegeben (Lokalzeit = UTC + 2 Stunden).

## Hinweis

**Auszugsweiser Abdruck ist nur mit Quellenangabe gestattet, alle sonstigen Rechte sind ohne schriftliche Zustimmung des Medieninhabers unzulässig.**

Der Umfang der Sicherheitsuntersuchung und das bei Durchführung der Sicherheitsuntersuchung anzuwendende Verfahren werden von der Sicherheitsuntersuchungsstelle des Bundes nach Maßgabe der Erkenntnisse, die sie zur Verbesserung der Flugsicherheit aus der Untersuchung gewinnen will, festgelegt. Verordnung (EU)Nr.996/2010 Art. 5

Die Ermittlung der Ursachen impliziert nicht die Feststellung einer Schuld oder einer administrativen, zivilrechtlichen oder strafrechtlichen Haftung. Verordnung (EU)Nr.996/2010 Art. 2.

### Hinweis zu abgebildeten Personen:

Auf in diesem Bericht eingebundenen Darstellungen der Gegenstände und Örtlichkeiten (Fotos) sind eventuell unbeteiligte, unfallerhebende oder organisatorisch tätige Personen und Einsatzkräfte zu sehen und gegebenenfalls anonymisiert. Da die Farben der Kleidung dieser Personen (z.B. Leuchtfarben von Warnwesten) möglicherweise von der Aussage der Darstellungen ablenken können, wurden diese bei Bedarf digital retuschiert (z.B. ausgegraut).

# Einleitung

|                                |  |
|--------------------------------|--|
| <b>Luftfahrzeughalter:</b>     | Verantwortlicher Pilot (Betreiber A), Luftfahrtunternehmen (Betreiber B), Österreich                     |
| <b>Betriebsart:</b>            | Gewerblicher Luftverkehr (Bedarfsverkehr)  |
| <b>Flugzeughersteller:</b>     | Bell Helicopter Textron, U.S.A.  |
| <b>Musterbezeichnung:</b>      | 206L   |
| <b>Luftfahrzeugart:</b>        | Hubschrauber   |
| <b>Staatszugehörigkeit:</b>    | Österreich   |
| <b>Unfallort:</b>              | ca. 200 M südlich des Anwesens 8591 Kirchberg 28, Gemeinde Maria Lankowitz, Bezirk Voitsberg, Steiermark |
| <b>Koordinaten (WGS84):</b>    | N 47°04,6' E 015°01,6'   |
| <b>Ortshöhe über dem Meer:</b> | ca. 2800 FT MSL  |
| <b>Datum und Zeitpunkt:</b>    | 15.07.2006, ca. 08:05 Uhr UTC  |

Der Bereitschaftsdienst der Sicherheitsuntersuchungsstelle des Bundes Fachbereich Zivilluftfahrt wurde am 15.07.2006 um ca. 08:45 Uhr von der Such- und Rettungszentrale der Austro Control GmbH (ACG) über den Vorfall informiert. Gemäß Art. 5 Abs. 1 der Verordnung (EU) Nr. 996/2010 wurde eine Sicherheitsuntersuchung des Unfalles eingeleitet.

Gemäß § 10 UUG 2005 idgF wurde ein externer Sachverständiger und als Einrichtung zur Schadenanalytik und Befundung von Triebwerksteilen Fa. MTU AERO ENGINES (kurz: MTU), München, von der SUB zur Durchführung der Sicherheitsuntersuchung beigezogen.

Gemäß Art.9 Abs. 2 der Verordnung (EU) Nr. 996/2010 wurden die beteiligten Staaten über den Unfall unterrichtet:

|                          |                                  |
|--------------------------|----------------------------------|
| <b>Entwurfsstaat:</b>    | Kanada (Hubschrauber)            |
| <b>Herstellerstaat:</b>  | U.S.A. (Hubschrauber, Triebwerk) |
| <b>Sonstige Staaten:</b> | Keine                            |
| <b>Betreiberstaat:</b>   | Österreich                       |
| <b>Halterstaat:</b>      | Österreich                       |

## **Kurzdarstellung**

### **Hergang**

In einer Flughöhe von ca. 4300 ft MSL bzw. 1500 ft AGL kam es ohne Vorwarnung zu einem Triebwerksversagen mit Triebwerksbrand. Eine Autorotation wurde sofort eingeleitet. Die Autorotationslandung erfolgte auf einer schrägen Wiese hangabwärts. Beim Aufsetzen wurde aufgrund der geringen Rotordrehzahl und der Geländeneigung der Heckausleger (Tailboom) zwischen den Stabilisierungsflossen durch Hauptrotorblatteinschlag abgetrennt. Die drei Passagiere wurden von den beiden Flughelfern evakuiert. Der Triebwerksbrand wurde vom verantwortlichen Piloten mit dem an Bord befindlichen Kabinen-Handfeuerlöscher erfolgreich bekämpft.

### **Folgen**

Es entstand kein Personenschaden. Der Hubschrauber wurde erheblich beschädigt.

### **Wahrscheinliche Ursachen**

Die technische Untersuchung des einmotorigen Hubschraubers ergab Triebwerksversagen mit Triebwerksbrand als Unfallursache.

Am Turbinenrad #3 P/N 23065833 (TSN 47:53 Stunden) war die letzte Schaufel eines Schaufelpakets gebrochen.

An weiteren drei Schaufelpaketen waren jeweils an der letzten Schaufel Anrisse an den Profilhinterkanten erkennbar. Nur an einem der insgesamt fünf Schaufelpakete war die letzte Schaufel rissfrei. Als primäre Schadenursache war somit ein Schaufelbruch infolge Ermüdungsanriss, ausgehend von der Profilhinterkante, zu sehen.

Am 22.12.2006 wurde von ROLLS-ROYCE (RR) mit technischer Mitteilung M250-C20R Series Alert CEB A-72-4095 der Drehzahlbereich für M250-C20R/2 Triebwerke mit Turbinenrad #3 P/N 23065833 (Räder mit geschlitzten Deckbändern), wie in Turbinenstufe 3 im M250-C20R/2 Triebwerk des gegenständlichen Hubschraubers verbaut, wegen Eigenresonanz eingeschränkt. Als wahrscheinlichste Ursache des Schaufelbruchs im gegenständlichen Fall wurde nach Ausgrenzen anderer Einflüsse der Betrieb des Aggregats im resonanzkritischen Drehzahlbereich erkannt.



# 1 Tatsachenermittlung

## 1.1 Ereignisse und Flugverlauf

Der Flugverlauf und der Unfallhergang wurden aufgrund der Aussagen des verantwortlichen Piloten (Betreiber A) in Verbindung mit den Erhebungen der Organe des öffentlichen Sicherheitsdienstes und der Sicherheitsuntersuchungsstelle des Bundes durch die Untersuchungsleiter A (bis 22.08.2018) und Untersuchungsleiter B (ab 22.08.2018) wie folgt rekonstruiert:

Der Hubschrauber der Type BELL 206L wurde seit dem Jahr 1990 bis zum Unfallflug ausschließlich von Betreiber A als verantwortlichem Piloten geflogen.

Im Juni 2006 wurde von Betreiber A Triebwerksölverbrauch infolge Ölverlusts im Bereich Getriebe-Turbine festgestellt, welcher durch Ölverschmutzung auf der vertikalen Stabilisierungsflosse (Fin) gekennzeichnet war.

Am 15.07.2006 wurde der Hubschrauber nach Überstellung vom Hubschrauberlandeplatz Kirchberg an der Raab (LODL) zum Flughafen GRAZ/LOWG mit 284 L Kraftstoff der Sorte JET A-1 vollgetankt. Der angezeigte Kraftstoffvorrat beim Abflug war „VOLL“ (entspricht 371 L, davon 367 L ausfliegbar). Die Vorflugkontrolle gemäß 206L Flight Manual BHT-206L-FM-1 Section 2 ergab keine Zweifel an der Lufttüchtigkeit des Hubschraubers. Der Abflug erfolgte um 07:44 Uhr.

Zum Unfallzeitpunkt nach ca. 20 Minuten Flugzeit war der angezeigte Kraftstoffvorrat unverändert „VOLL“. Der Rundflug erfolgte im Auftrag des Luftfahrtunternehmens (Betreiber B) mit drei Passagieren und zwei Flughelfern an Bord und sollte vom Flughafen GRAZ/LOWG über Köflach und Maria Lankowitz nach Gleinstätten führen. Der Pilot gab als Abflugmasse ca. 1700 KG an.

Die Triebwerksparameter im Reiseflug (Angaben Betreiber A) waren:

- Öltemperatur (Engine Oil Temperature) ca 80°C,
- Drehzahl Gaserzeuger N1 90-91 % (max. 105 %),
- Gemessene Abgastemperatur TOT 680°C,
- Drehmoment (Torque Output Shaft) 55-60 %.

Während des Reiseflugs mit IAS ca. 100 MPH in ca. 4300 FT MSL bzw. ca. 1500 FT AGL (OAT 22-23°C) fiel ohne Vorwarnung bzw. ohne Warnanzeige am „Annunciator Panel“ (dunkel) mit einem lauten „Schnalzer“ das Triebwerk aus und die akustische „ENGINE OUT“-Warnung ertönte.

Der Pilot leitete nach dem Schließen des Brandhahns (Fuel Shut-Off Valve) eine Autorotation ein und setzte den Hubschrauber nach Überfliegen eines Waldes und einer Hochspannungsleitung, um Umkippen zu verhindern, hangabwärts auf einer schrägen Wiese auf. Im Zuge der Autorotationslandung schlug der 2-Blatt-Hauptrotor mit geringer Rotordrehzahl beim Aufsetzen des Hubschraubers am Boden in den Heckausleger. Ein vom Triebwerksraum ausgehender Brand, konnte vom Piloten mit dem an Bord befindlichen Kabinen-Handfeuerlöscher erfolgreich gelöscht werden.

Der gemäß § 6a. Luftverkehrsregeln 1967 - LVR 1967, BGBl. Nr. 56/1967 idF BGBl. II Nr. 454/2005 für Flüge im österreichischen Hoheitsgebiet mit Zivilluftfahrzeugen bis zu 20000 KG MTOM vorgeschriebene Notsender (ELT) wurde mitgeführt und war betriebsbereit. Beim Aufsetzen des Hubschraubers am Boden erfolgte keine automatische ELT-Auslösung. Das Gerät wurde vom Piloten nach der Notlandung manuell aktiviert.

### 1.1.1 Flugvorbereitung

Die gemäß § 5 Luftverkehrsregeln 1967 - LVR 1967, BGBl. Nr. 56/1967 idF BGBl. II Nr. 454/2005, erforderliche Flugvorbereitung wurde durchgeführt.

## 1.2 Personenschäden

Tabelle 1 Personenschäden

| Verletzungen | Besatzung | Passagiere | Andere |
|--------------|-----------|------------|--------|
| Tödliche     | -         | -          | -      |
| Schwere      | -         | -          | -      |
| Keine        | 3         | 3          | -      |

## 1.3 Schaden am Luftfahrzeug

Das Luftfahrzeug wurde erheblich beschädigt.

## 1.4 Andere Schäden

Keine.

## 1.5 Personal

### 1.5.1 Verantwortlicher Pilot

|   |  |
|---|--|
| <b>Sitzposition:</b>                    | Rechter Pilotensitz  |
| <b>Alter:</b>                           | 52 Jahre   |
| <b>Art des Zivilluftfahrerscheines:</b> | Berufs-Hubschrauberpilotenschein (CPL-H)   |
| <b>Ausgestellt von (Staat):</b>         | Österreich   |
| <b>Gültigkeit:</b>                      | Am Unfalltag gültig  |
| <b>Berechtigungen Hubschrauber:</b>     |  |
| <b>Muster/Typenberechtigung:</b>        | BELL 206, HUGHES 500   |
| <b>Instrumentenflugberechtigung:</b>    | Nein   |
| <b>Lehrberechtigung:</b>                | Hubschrauberpiloten, Sicht-Nachtflug   |
| <b>Sonstige Berechtigungen:</b>         | Beschränkte Sprechfunkberechtigung, Sicht-Nachtflug  |
| <b>Gültigkeit:</b>                      | Am Unfalltag gültig  |
| <b>Überprüfungen (Checks):</b>          |  |
| <b>Flugmedizinische Tauglichkeit:</b>   | Mindesttauglichkeitsgrad für Berufs-Hubschrauberpiloten, nächste Untersuchung am 13.12.2006 erforderlich |

Der verantwortliche Pilot (Betreiber A) war als Hubschrauber-Fluglehrer im praktischen Unterricht auf Hubschraubern der Type BELL 206 in der Privat- und Berufs-Hubschrauberpilotenausbildung im Rahmen einer Flugschule tätig.

### Gesamtflugerfahrung

|  |  |
|--|--|
| <b>(inkl. Unfallflug):</b>               | 4911:30 Stunden                                      |
| <b>davon in den letzten 90 Tagen:</b>    | 37:51 Stunden  |
| <b>davon in den letzten 30 Tagen:</b>    | 1:32 Stunden   |
| <b>davon in den letzten 24 Stunden:</b>  | 1:32 Stunden   |
| <b>Flugerfahrung auf der Unfalltype:</b> | mind. 300 Stunden im Zeitraum Mai 2003 bis Juli 2006 |

### 1.5.2 Instandhaltungspersonal

Die bezeichneten Luftfahrzeugwarte (kurz: „LFZ-Wart“) waren an der Durchführung von Instandhaltungsarbeiten und Teil-145-Freigaben des Hubschraubers im gemäß Anhang II (Teil 145) der Verordnung (EG) Nr. 2042/2003 genehmigten Instandhaltungsbetrieb B beteiligt (siehe auch 1.6.2 Luftfahrzeug Instandhaltung) und waren Inhaber eines gemäß §§ 147 ff Zivilluftfahrt-Personalverordnung – ZLPV, BGBl. Nr. 219/1958 idgF (ICAO-Lizenz), ausgestellten und von ihnen unterschriebenen Zivilluftfahrt-Personalausweises.

#### LFZ-Wart A

|                                      |  |
|--------------------------------------|--|
| <b>Art der Lizenz:</b>               | Luftfahrzeugwarrantschein I. Klasse  |
| <b>Ausgestellt von (Staat):</b>      | Österreich   |
| <b>Gültigkeit:</b>                   | gültig bis 28.12.2006 (2 Jahre)  |
| <b>Typenberechtigungen (Auszug):</b> | AB 206 Serie, BELL OH-58 (seit 05.12.1977);<br>Hubschrauber bis 2000 KG MTOM (seit 30.08.1984) |
| <b>Fachrichtungen (Auszug):</b>      | ALLISON 250 Serie (seit 29.11.1991)  |
| <b>Besondere Berechtigungen:</b>     | Rollberechtigung bis 2000 KG MTOM  |

Vom Instandhaltungsbetrieb B erteilte Teil-145-Freigabeberechtigungen (Certification Authorisation):

|                                 |   |
|---------------------------------|---|
| <b>Gültigkeit:</b>              | gültig bis 28.12.2006                               |
| <b>Position:</b>                | freigabeberechtigtes Personal (Freelancer)          |
| <b>Berechtigungen (Auszug):</b> | Hubschrauber bis 2000 KG MTOM,<br>ALLISON 250 Serie |

#### Arbeitsumfang für freigabeberechtigtes

**Personal /besondere Instandhaltungsarbeiten:** Sämtliche Eintragungen gemäß Lizenz;  
Freelancer.

#### Training innerhalb der letzten 2 Jahre

**(Auszug):** Instandhaltungsbetriebshandbuch  
(„MOE“)

Der Anteil freier Mitarbeiter (Freelancer) im Instandhaltungsbetrieb B war mit 50 % des eingesetzten Personals limitiert.

## LFZ-Wart B

|                                      |                                     |
|--------------------------------------|-------------------------------------|
| <b>Art der Lizenz:</b>               | Luftfahrzeugwarrantschein I. Klasse |
| <b>Ausgestellt von (Staat):</b>      | Österreich                          |
| <b>Gültigkeit:</b>                   | gültig bis 14.10.2007 (2 Jahre)     |
| <b>Typenberechtigungen (Auszug):</b> | BELL 206 Serie (seit 14.04.1993)    |
| <b>Fachrichtungen (Auszug):</b>      | ALLISON 250 C20 Serie (14.10.1991)  |
| <b>Besondere Berechtigungen:</b>     | Keine                               |

Vom Instandhaltungsbetrieb B erteilte Teil-145-Freigabeberechtigungen:

|  |  |
|--|--|
| <b>Gültigkeit:</b>   | gültig bis 14.10.2007 (2 Jahre)  |
| <b>Position:</b>   | freigabeberechtigtes Personal, Schulung  |
| <b>Berechtigungen (Auszug):</b>  | BELL 206 Serie, ALLISON 250 C20 Serie  |
| <b>Arbeitsumfang für freigabeberechtigtes Personal / besondere Instandhaltungsarbeiten (Auszug):</b> | Sämtliche Eintragungen gemäß Lizenz;<br>Line & Base Maintenance BELL 206 Serie;<br>Line & Base Maintenance ALLISON 250 Serie;<br>Teil-145-freigabeberechtigtes Personal. |
| <b>Training innerhalb der letzten 2 Jahre (Auszug):</b><br>(„MOE“)                                   | Instandhaltungsbetriebshandbuch  |

C20

Luftfahrzeugwart B war im Instandhaltungsbetrieb B als Stellvertreter (Deputy) von Luftfahrzeugwart C mit der Leitungsfunktion „*Technical Manager Helicopters*“ gemäß 145.A.30(b) ernannt.

## LFZ-Wart C

|                                      |   |
|--------------------------------------|---|
| <b>Art der Lizenz:</b>               | Luftfahrzeugwarrantschein I. Klasse     |
| <b>Ausgestellt von (Staat):</b>      | Österreich                              |
| <b>Gültigkeit:</b>                   | gültig bis 06.08.2006 (2 Jahre)         |
| <b>Typenberechtigungen (Auszug):</b> | BELL 206B Serie (seit 06.08.2002)       |
| <b>Fachrichtungen (Auszug):</b>      | ALLISON 250 C20 Serie (seit 06.08.2002) |
| <b>Besondere Berechtigungen:</b>     | Keine                                   |

Vom Instandhaltungsbetrieb B erteilte Teil-145-Freigabeberechtigungen:

**Gültigkeit:** gültig bis 14.10.2007  
**Position:** „TL“ (Technical Manager) Hubschrauber  
**Berechtigungen (Auszug):** BELL 206A, BELL 206B Serie, ALLISON 250  
C20 Serie

**Arbeitsumfang für freigabeberechtigtes**

**Personal / besondere Instandhaltungsarbeiten**

**(Auszug):** Line & Base Maintenance BELL 206 A;  
Line & Base Maintenance ALLISON 250  
C20 Serie;  
Teil-145-freigabeberechtigtes Personal.

**Training innerhalb der letzten 2 Jahre**

**(Auszug):** VXP-Balancer/Analyzer (Unwucht-,  
Schwingungsmess.);  
Instandhaltungsbetriebshandbuch  
(„MOE“).

Luftfahrzeugwart C war im Instandhaltungsbetrieb B als Person mit der Leitungsfunktion „*Technical Manager Helicopters*“ gemäß 145.A.30(b) ernannt.

Sein Zuständigkeitsbereich war im Teil-145-Instandhaltungsbetriebshandbuch („MOE“) in der am 12.01.2006 von ACG genehmigten Fassung geregelt (Auszug):

**„1.4.2 Technical Manager**

*As the scope of work is highly complex, the technical management tasks are shared between several technical managers in accordance with MOE 1.3. [Anm.: Personen mit Leitungsfunktion gemäß 145.A.30 (b)]*

*Areas of responsibility of the technical managers:*

- *Responsibility that all the required maintenance, that has to be performed in the maintenance organisation, must be performed in accordance with the guidelines and quality standard set out in Part-145.A.65 [Anm.: Sicherheits- und Qualitätsstrategie, Instandhaltungsverfahren und Qualitätssicherungssystem]*

- *Notification of the competent authority in accordance with Part-145.A.60(a) [Anm.: Meldung besonderer Ereignisse]*
- *Deployment of maintenance personnel*
- *Supervision of execution of maintenance*
- *Execution and release of maintenance for aircraft and aircraft components*
- *Implementation of corrective and preventative measures resulting from product or system audits in accordance with Part-145.A.65(c)*

[...]"

Ihm unterstanden gemäß Teil-145-Organigramm die Positionen mit den Zuständigkeitsbereichen "Maintenance Planning" und „Logistics“ gemäß MOE (Auszug):

#### **„1.4.4 Maintenance Planning Manager**

*The maintenance planning manager is responsible for:*

- *Maintaining and revising the necessary documentation in accordance with MOE 2.8 [Anm.: Instandhaltungsangaben]*
- *[...]*

#### **1.4.5 Logistics Manager**

*The logistics manager is responsible for:*

- *Adhering to the requirements laid down in Part-145.A.25(d), Part 145.A.42 [Anm.: Abnahme von Komponenten], AMCs and GMs*
- *Checking incoming goods in accordance with the MOE procedure set out in section 2.2 [Abnahme von Komponenten]"*

## **1.6 Luftfahrzeug**

|                               |                                 |
|-------------------------------|---------------------------------|
| <b>Luftfahrzeugart:</b>       | Hubschrauber                    |
| <b>Hersteller:</b>            | Bell Helicopter Textron, U.S.A. |
| <b>Herstellerbezeichnung:</b> | 206L                            |
| <b>Werknummer:</b>            | 450[XX]                         |
| <b>Baujahr:</b>               | 1976                            |

|  |  |
|--|--|
| <b>Luftfahrzeughalter (Betreiber):</b> | verantwortlicher Pilot (Betreiber A),<br>Luftfahrtunternehmen (Betreiber B), Österreich. |
| <b>Gesamtbetriebsstunden:</b>          | TSN 7751:08 Stunden  |
| <b>Landungen:</b>                      | 7556   |
| <b>Triebwerk:</b>                      | 1 Gasturbine (Wellenleistungstriebwerk)  |
| <b>Hersteller:</b>                     | D.D.Allison (DDA), U.S.A.  |
| <b>Herstellerbezeichnung:</b>          | M250-C20R/2  |
| <b>Werknummer:</b>                     | CAE834002  |
| <b>Betriebsstunden:</b>                | TSN 3429:37 Stunden  |

Das Wellenleistungstriebwerk ALLISON 250 Serie II ist modular aufgebaut und besteht aus den Hauptbaugruppen Verdichter (Axial- und Radialverdichter), Brennkammer, Getriebe und Turbine (2-stufige Gaserzeugerturbine N1, 2-stufige Arbeitsturbine N2).

Der Umbau des Triebwerks (Engine Conversion) von M250-C20B auf M250-C20R/2 bei gleichbleibender Werknummer erfolgte im Jahr 1988. Zum diesem Zeitpunkt hatte das Triebwerk TSN 954:12 Stunden bzw. CSN 1908.

Der Einbau des Triebwerks (TSN 954:12 Stunden) in den Hubschrauber (TSN 5275:43 Stunden) erfolgte im Jahr 1990. Im Luftfahrzeug-Bordbuch des Hubschraubers waren vom Einbau bis zum Unfallflug 2475:25 Betriebsstunden und 2691 Anlasszyklen erfasst.

|   |  |
|---|--|
| <b>Getriebemodul:</b>                   | S/N CAG37157                           |
| <b>Betriebsstunden (Getriebemodul):</b> | TSN 3429:37 Stunden (TBI 3500 Stunden) |

Gemäß Instandhaltungshandbuch M250-C20R Series OMM, 72-00-00, TABLE 6 (Modular Overhaul-Components Recommended Time Between Overhauls), war eine Überholung des Getriebemoduls abhängig vom Zustand „*On Condition*“ durchzuführen. In der anlässlich der letzten Überholung des Turbinenmoduls erstellten Komponenten-Betriebszeitenübersicht des Triebwerks war eine Inspektion des Getriebemoduls bei TSN 3500 Stunden vorgesehen.

|   |  |
|---|--|
| <b>Verdichtermodul:</b>                   | S/N CAC15106                           |
| <b>Betriebsstunden (Verdichtermodul):</b> | TSN 2475:25 Stunden (TBO 3500 Stunden) |



**Turbinenmodul:** S/N CAT37044  
**Betriebsstunden (Turbinenmodul):** TSN 3429:37 Stunden, CSN 4599  
 TSO 47:53 Stunden, CSO 77  
 (TBI/HMI 1750 Stunden, TBO 3500 Stunden)

Den im Luftfahrzeug-Bordbuch erfassten 77 Anlasszyklen („*Cycles*“) seit der letzten Überholung des Turbinenmoduls standen mindestens 177 Rotationen („*RIN*“) bis zum Unfallflug gegenüber, welche 3 Schulungsflüge am 30.01.2006 und 10.02.2006 (3 Rotationen) und 6 technische Kontrollflüge einschlossen (6 Rotationen, siehe auch Pkt. 1.6.2 Luftfahrzeug Instandhaltung).

Im Turbinenmodul eingebaute Turbinenräder:

Tabelle 2 Turbinenräder

| Bezeichnung           | Teilenummer (P/N) | Werknummer (S/N) | Lebensdauer (SLL)           | Betriebsstunden, Anlasszyklen |
|-----------------------|-------------------|------------------|-----------------------------|-------------------------------|
| <b>Turbinenrad #1</b> | 23073853          | X546630          | 1775 Stunden<br>3000 Zyklen | TSN 47:53, CSN 77             |
| <b>Turbinenrad #2</b> | 23073854          | X541401          |                             | TSN 47:53, CSN 77             |
| <b>Turbinenrad #3</b> | 23065833          | X536443          | 4550 Stunden<br>6000 Zyklen | TSN 47:53, CSN 77             |
| <b>Turbinenrad #4</b> | 6853279           | X548369          |                             | TSN 47:53, CSN 77             |

**Hauptrotor:** 2-Blatt, Bell Helicopter Textron P/N 206-011-100-151  
**Heckrotor:** 2-Blatt, Bell Helicopter Textron P/N 206-011-810-015

### 1.6.1 Bord Dokumente

**Eintragungsschein:** ausgestellt am 19.10.2004 von ACG

**Lufttüchtigkeitszeugnis gemäß § 30 Abs 1 Zivilluftfahrzeug- und Luftfahrtgerät-Verordnung 1999 – ZLLV 1999, BGBl. II Nr. 363/1999:** ausgestellt am 23.08.2000 von ACG

**Nachprüfungsbescheinigung gemäß § 30 Abs. 2 ZLLV 1999 (ARC) :** ausgestellt am 01.09.2004 von ACG

**Zeitpunkt der nächsten periodischen  
Nachprüfung gemäß § 40 Zivilluftfahrzeug-  
und Luftfahrtgerät-Verordnung 2005 -**

**ZLLV 2005, BGBl. II Nr. 424/2005**

**(Inkrafttredatum 15.12.2005):** 09.06.2006 (+/- 3 Monate)

**Lärmzulässigkeitszeugnis gemäß**

**§ 2 Abs. 1 Zivilluftfahrzeug-**

**Lärmzulässigkeitsverordnung -**

**ZLV 1993, BGBl. Nr. 738/1993:**

ausgestellt am 27.08.1992 von ACG

**Verwendungsbescheinigung gemäß**

**§ 2 Abs. 7 ZLLV 1999:**

ausgestellt am 27.11.2002 von ACG

**Zulässige Verwendungs-,**

**Einsatz- und Navigationsarten:**

Gewerbsmäßige Beförderung,  
Zivilluftfahrerausbildung, Allgemeine Luftfahrt;  
Personenbeförderung, Grundschulungsflüge,  
Arbeitsflüge; Flüge mit Luftfunkstelle,  
Nachtsicht-Platzflüge, Nachtsichtflüge.

**Versicherungsnachweis**

**(Haftpflichtversicherung):**

ausgestellt am 23.08.2005, gültig vom  
01.09.2005 bis 01.09.2006

**Bewilligung für eine**

**Luftfahrzeugfunkstelle:**

ausgestellt am 24.08.1999

Gemäß § 61 Abs. 1 ZLLV 2005 blieben im Anwendungsbereich der gemeinschaftsrechtlichen Bestimmungen in der jeweils geltenden Fassung gemäß § 58 Abs. 1 ZLLV 2005 vor Inkrafttreten der ZLLV 2005 (Inkrafttredatum 15.12.2005) ausgestellte Lufttüchtigkeitszeugnisse und Lärmzulässigkeitsbescheinigungen weiterhin gültig, wenn die Voraussetzungen gemäß Art. 2 der Verordnung (EG) Nr. 1702/2003 erfüllt waren.

Gemäß § 66 Abs. 1 ZLLV 2005 galten alle Bescheide und Beurkundungen auf Grund der ZLLV 1999, wenn die Voraussetzungen gemäß Art. 2 der Verordnung (EG) Nr. 1702/2003 erfüllt waren (§ 61 Abs. 1 ZLLV 2005), als auf Grund der ZLLV 2005 erlassen; entsprach ein Luftfahrzeug, für das eine Verwendungsbescheinigung gemäß der ZLLV 1999 ausgestellt

worden war, nicht den Anforderungen der ZLLV 1999, Anlage D (Mindestausrüstung), dann war, unbeschadet der Bestimmungen des § 43 ZLLV 1999 (Änderung der Einsatz- und Navigationsart), vom Luftfahrzeughalter bis längstens 31.12.2006 den Anforderungen der Anlage D nachzukommen.

Dem Betreiber B des gegenständlichen Hubschraubers war eine Betriebsgenehmigung gemäß der Verordnung (EWG) Nr. 2407/92 (Air Operator Certificate) von Austro Control GmbH (ACG) am 13.06.2006 zur Beförderung von Personen und Sachen im gewerblichen Luftverkehr erteilt worden, welche bis 13.06.2011 gültig war. Die Verwendung des Hubschraubers im Luftfahrtunternehmen (Betreiber B) war nur zulässig in dem im gültigen Luftverkehrsbetreiberzeugnis („AOC“) und dessen Anhängen festgelegten Umfang. Der Anhang zum AOC schloss gewerblichen Luftverkehr mit dem gegenständlichen einmotorigen Hubschrauber nach Sichtflugregeln bei Tag in Österreich ein.

### **1.6.2 Luftfahrzeug Wartung**

Laut Aktenstand wurde die Gasturbine, damals noch M250-C20B, S/N CAE834002 im Jänner 1981 neu (TSN 00:00 Stunden) in den gegenständlichen Hubschrauber eingebaut.

Im August 1994 erfolgte eine Überholung des Turbinenmoduls (Turbine Assembly) S/N CAT37044 durch Instandhaltungsbetrieb A, Firmensitz Vereinigtes Königreich, bei Hubschrauber TSN 6046:06 Stunden bzw. Triebwerk TSN 1724:49 Gesamtbetriebsstunden (Turbinenmodul TSO 770:37 Stunden).

Bei dieser Gelegenheit wurden folgende baugleiche Turbinenräder neu eingebaut:

- Gaserzeugerturbine Stufe #1 P/N 6886407 (Turbinenrad #1),
- Gaserzeugerturbine Stufe #2 P/N 6898782 (Turbinenrad #2),
- Arbeitsturbine Stufe #3 P/N 23001967 (Turbinenrad #3).

Das Turbinenrad der Arbeitsturbine Stufe #4 P/N 6853279 (Turbinenrad #4) verblieb nach Inspektion im Triebwerk.

Im September 2005 wurde das Turbinenmodul S/N CAT37044 vom Instandhaltungsbetrieb B, Firmensitz Österreich, am Standort des Hubschraubers in Kirchdorf/Raab wegen markanten Auslaufgeräuschen und hoher TOT (bis zu 730°C bei 20°C OAT und 60 % Drehmoment) ausgebaut (siehe Anhang F). Es handelte sich hierbei um eine AOG (Aircraft on Ground) – Situation, die die ungeplanten Wartungstätigkeiten direkt am Standort des

Hubschraubers in Kirchdorf/Raab notwendig machte. Der Accountable Manager (Postholder Continuing Airworthiness) des Betreibers B wurde, wie im Wartungsvertrag unter § 21 festgelegt, davon in Kenntnis gesetzt.

Zu diesem Zeitpunkt hatte der Hubschrauber TSN 7703:15 Stunden und das Triebwerk TSN 3381:44 Stunden bzw. 2614 Anlasszyklen seit dem Umbau auf M250-C20R/2 (Turbinenmodul TSO 1656:55 Stunden, CSN 4522). Das Turbinenmodul S/N CAT37044 wurde zum Instandhaltungsbetrieb C, Firmensitz Malta, zur Überholung versandt.

Der Instandhaltungsbetrieb B war von Austro Control GmbH (ACG) mit Genehmigung gemäß Verordnung (EG) Nr. 2042/2003 idgF als Teil-145-Instandhaltungsbetrieb per 27.09.2005 zugelassen. Der genehmigte Arbeitsumfang schloss die Instandhaltung von Hubschraubern (Genehmigungskategorie A3) der Serie BELL 206 Serie (Beschränkung) mit der Genehmigung für „Base Maintenance“ und „Line Maintenance“ ein.

Grundlage der vom Instandhaltungsbetrieb B am Hubschrauber durchgeführten Instandhaltungsarbeiten war ein mit Betreiber B (Luftfahrtunternehmen) abgeschlossener Instandhaltungsvertrag vom 15.09.2005 gemäß den Anforderungen EC 2042/2003 Annex 1 AMC M.A.708 (c).

Der Instandhaltungsbetrieb C war vom Department of Civil Aviation der Republik Malta mit Genehmigung gemäß Verordnung (EG) Nr. 2042/2003 per 26.11.2004 als Teil-145-Instandhaltungsbetrieb von RR Model 250 Series Triebwerken zugelassen und von RR als „Authorized Maintenance Center (AMC)“ zur Instandhaltung, Reparatur und Überholung von RR Model 250 Series Triebwerken bis 31.12.2009 zertifiziert.

Dem Zerlegebefund vom Instandhaltungsbetrieb C vom 10.10.2005 war zu entnehmen, dass die Turbinenräder der Stufen #1, #3 und #4 Risse unterschiedlicher Art aufgewiesen hatten und dass das Turbinenrad der Stufe #2 so stark verkocht war, dass es ebenfalls ersetzt werden musste.

Im Zuge der Überholung wurden u.a. folgende Turbinenräder neu eingebaut:

- Turbinenrad #1 P/N 23073853 (anstelle P/N 6886407),
- Turbinenrad #2 P/N 23073854 (anstelle P/N 6898782),
- Turbinenrad #3 P/N 23065833 (anstelle P/N 23001967),
- Turbinenrad #4 P/N 6853279 (durch baugleiches Turbinenrad ersetzt).

Das neu eingebaute Turbinenrad #3 wies ein Schaufeldeckband (Shroud) in geschlitzter Ausführung auf, während das ausgeschiedene Turbinenrad #3 P/N 23001967 mit ungeteilt durchgehendem Schaufeldeckband ausgeführt war. Formell war der Einbau von Turbinenrädern #3 P/N 23065833 in M250-C20R Series Triebwerken ausgenommen M250-C20R/1 zulässig (Quelle: M250-C20R Series IPC, Rev. 01.07.2004).

Nach Überholung des Turbinenmoduls wurden an diesen Schwingungsmessungen in einem M250-C20R-Testtriebwerk während 2 Prüfstandläufen (Test Run) von insgesamt 0:42 Stunden Dauer vom Instandhaltungsbetrieb C durchgeführt.

Laut Prüfprotokoll „*Engine Test Log 250 Series*“ wurde während des 2. Testlaufs der gemäß M250-C20R Series Alert CEB A-72-4095 (R2) vom 13.10.2008 (siehe auch Anhang D2) als resonanzkritisch identifizierte N2-Drehzahlbereich zwischen 87 % (28.962 RPM) und 95 % (31.626 RPM) zumindest viermal durchfahren (100 % = 33.290 RPM; Auszug):

|   |       |       |       |      |       |       |       |       |       |
|---|-------|-------|-------|------|-------|-------|-------|-------|-------|
| „Start Number:“                           | 1     | 2     |       |      |       |       |       |       |       |
| Day-Time:                                 | 10:25 | 10:27 | 10:29 |      |       |       |       |       | 11:09 |
| Starting/Accel./Decel. Time (sec):        | 14    | 10    |       | -    | -     | -     | -     | -     | -     |
| Turbine Vibration (in./sec):              | 0,14  | 0,08  | 0,20  | 0,09 | 0,16  | 0,17  | 0,20  | 0,18  | 0,10  |
| Engine Torque (dynamometer, lb.ft):       | 40,3  | 38,4  | 365,6 | 46,2 | 298,6 | 336,6 | 365,6 | 294,8 | 39,7  |
| P.T. Speed N2 (r.p.m [x10 <sup>3</sup> ): | 2060  | 1915  | 3328  | 2324 | 3322  | 3327  | 3330  | 3331  | 1814“ |

Für die Durchführung von Prüfstandläufen (Engine Testing) galten gemäß M250-C20R Series Overhaul Manual (OM), Third Edition 01.08.1992, Revision 8 15.09.2004 (Publication ref. GTP 5232-3), PARA 2., 72-00-00, Aug 1/92, folgende Bedingungen sowie folgende Grenzwerte für die mittlere Schwinggeschwindigkeit gemäß M250-C20R Series OM, PARA 4., 72-00-00, Sep 15/04 (Auszug):

## „2. Handling of Individual Major Units at Overhaul or Repair

A. The 250–C20R Series engine assembly is made up of three major units. These major units are as follows:

- (1) Compressor Assembly
- (2) Power and Accessory Gearbox Assembly
- (3) Turbine Assembly

B. These major units when overhauled or repaired individually do not require a slave test in a test cell. This practice is contingent upon the major unit conforming to the following requirements:

(1) Incorporation of the current Overhaul Manual processes, procedures and inspection requirements excluding the Engine Testing Section.

(2) Incorporation of the applicable Distributor Information Letters and Commercial Service Letters.

(3) The "Check Run" requirements as defined in the current 250-C20R Series Operation and Maintenance Manual are complied with when the unit is matched to the engine in the air frame.

[...]

#### 4. Test Requirements and Engine Limits

A. It is essential the operating personnel have a thorough knowledge of the correct measured gas temperature [Anm.: TOT], N1 and N2 rpm, engine vibration characteristics, oil pressure, and other important details of normal engine operation, so that they may be able to recognize quickly any defects that occur, which, if not detected may cause serious damage to the engine.

B. Observe the following test requirements and Engine Limits.

(1) [...]

(7) Maximum Average Velocity-Vibration [Anm.: Turbine – vertical]

**CAUTION: IF EXCESSIVE VIBRATION IS ENCOUNTERED WHICH APPEARS TO BE CAUSED BY A MECHANICAL FAILURE OR IMPENDING FAILURE SUCH AS A STEADY VIBRATION INCREASE AFTER REACHING IDLE OR IF SPARKING OR OTHER ABNORMAL ENGINE OPERATION IS NOTED, SHUT DOWN IMMEDIATELY.**

|                      | <u>in./sec</u> | <u>mm/sec</u> |
|----------------------|----------------|---------------|
| [...]                |                |               |
| Turbine transient    | 1.8            | 45.7          |
| Turbine steady-state | 0.9            | 22.9          |
| [...]"               |                |               |

Die Überholung wurde auf dem Typenschild des Turbinenmoduls S/N CAT37044 vermerkt (Abb.) und das Turbinenmodul mit genehmigter Freigabebescheinigung „EASA-Formular-1“ (Authorised Release Certificate „EASA Form 1“) vom 18.11.2005 freigegeben und mit Reparaturdokumentation vom Instandhaltungsbetrieb C ausgeliefert („EASA Form 1“; Auszug):

„Turbine Assy, Gas Producer & Power was overhauled & leak tested I.A.W. O/H Manual GTP 5232-3, E3R8T75-1 at 3381:44 Hours TSN & 4522 Total Cycles.

*Modifications Embodied: CEBs 72-4056, A-72-4060 R2, 72-4069 R1, 72-4075 R2 (T1 Nozzle Shield P/N 6890040 s/n 1-79-118 installed. Recurring Alert Bulletin, to be reinspected within 1000 cycles, i.e. at 5522 Turbine Cycles), A-72-4076 & A-72-4082. (CEB A-72-4041 R1 checked & found not applicable).*

*Airworthiness Directives: AD-96-19-01 satisfied.*

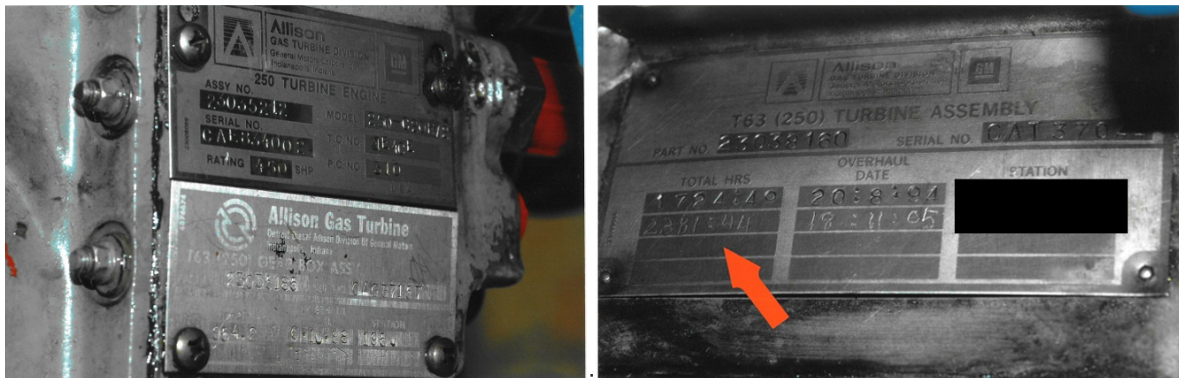
[...]

*Note: Turbine Assy released less Pinion Gear Coupling as per customer request.”*

Die Durchführung des Prüfstandlaufs war in der Freigabebescheinigung „EASA-Formular-1“ nicht explizit vermerkt.

Im Zuge der Erhebungen der SUB wurde bemerkt, dass der Vermerk der letzten Überholung auf dem Typenschild des Turbinenmoduls S/N CAT37044 (rechtes Bild) mit 2381:44 (richtig 3381:44) Gesamtbetriebsstunden am 18.11.2005 nicht korrigiert war.

Abbildung 1 Typenschild Gasturbine S/N CAE834002 (linkes Bild); Typenschild Turbinenmodul S/N CAT37044 (rechtes Bild)



Quelle: SUB

Die nach Durchführung der Überholung des Turbinenmoduls S/N CAT37044 bis zum Unfallflug durchgeführten Instandhaltungsarbeiten wurden anhand der vom Betreiber des Hubschraubers und vom Instandhaltungsbetrieb zur Verfügung gestellten Aufzeichnungen über die Aufrechterhaltung der Lufttüchtigkeit des Hubschraubers rekonstruiert. Alle Instandhaltungsarbeiten wurden am Hubschrauberlandeplatz Kirchberg an der Raab (LODL) durchgeführt.

Das überholte Turbinenmodul S/N CAT37044 wurde vom Instandhaltungsbetrieb B mit dem restlichen Triebwerk S/N CAE834002 zusammengestellt.

Hierzu wurde per **22.11.2005** ein Arbeitsbericht mit Teil-145-Freigabebescheinigung „*Work Report & Aircraft Certificate of Release to Service*“ von LFZ-Wart A ausgestellt (6 Positionen; Auszug):

„**TSN:** 7703:15 [Anm.: Hubschrauber TSN]

**Item** 1  
**Complaint** *Replace Turbine CAT 37044 due to chip indication and HMI*  
**Corrective Action** *Turbine module removed, send to [Anm.: Instandhaltungsbetrieb C] for HMI*  
**Mechanic** [Anm.: Schriftbild der Unterschrift ähnelt der Unterschrift von LFZ-Wart C]

**Item** 2  
**Complaint** *Reinstall Turbine CAT 37044 after repair and overhaul*  
**Corrective Action** *Turbine module installed acc. OMM Chapter 72-50-00*  
**Mechanic** [Anm.: Schriftbild der Unterschrift ähnelt der Unterschrift von LFZ-Wart A]

[...]

**Item** 6  
**Complaint** *Carry out engine performance check as per flight manual section 5*  
**Corrective Action** *Engine performances check C/O. Found ok.*  
**Mechanic** [Anm.: Schriftbild der Unterschrift ähnelt der Unterschrift von LFZ-Wart A]“

Eine Komponenten-Betriebszeitenübersicht des Triebwerks und die zutreffenden Lufttüchtigkeitsanweisungen (AD, LTA) und technischen Mitteilungen von RR bzw. ALLISON (CEB) waren in gesonderten Listen, Stand 22.11.2005, zusammengestellt und Bestandteil des Arbeitsberichts (Item 3 bis 5).

Anlässlich der Überholung des Turbinenmoduls wurde von Instandhaltungsbetrieb B ua. die technische Mitteilung M250-C20R Series CEB 73-4056 (R1, 08/04) „*ENGINE, FUEL*



*DELIVERY, RELEASE OF NEW FUEL NOZZLE*“ durchgeführt und die Kraftstoffdüse getauscht (TSO 0:00 Stunden).

In der Liste aufgeschobener Instandhaltungsarbeiten (Hold Item List), Stand 22.11.2005, schienen keinerlei Lufttuchtigkeitsanweisungen oder technischen Mitteilungen auf, deren Durchführung das Triebwerk betraf und deren Fälligkeit überschritten war.

Der Aus- und Einbau des Turbinenmoduls war als gemäß „Instandhaltungshandbuch RR OMM CSP 21007 Rev. 9 vom 01.07.2005 durchgeführt“ vermerkt (M250-C20R Series OMM 72-50-00, Page 201 - 204, Jul 1/03; Auszug):

### *„TURBINE SECTION-MAINTENANCE PRACTICES*

*WARNING: FAILURE TO PROPERLY ASSEMBLE COMPONENTS/PARTS OF THE ENGINE COULD RESULT IN AN ENGINE FAILURE.*

[...]

#### *1. Turbine Assembly*

##### *A. Removal (See Figure 201 [Anm.: Typical Turbine Removal])*

*(1) [...]*

*(3) Remove the five nuts at the split lines and separate the turbine assembly from the power and accessory gearbox.*

*(4) Remove the turbine shaft-to-pinion gear and turbine-to-compressor couplings. Discard packings. Replacement couplings are included in the turbine assembly unit exchange package.*

*(5) Make the following inspection of the turbine-to-compressor coupling splines, and the turbine-to-pinion gear coupling splines.*

*(a) Using a sharp pointed scribe, 0.020 in. (0.51 mm), inspect the spline surfaces at both coupling ends to check for a wear step.*

*(b) Reject the coupling if the pointed object catches on any wear step. Polished spline surfaces are acceptable. If there is any doubt on the depth of the wear step, reject the coupling.*

*(6) [...]*

##### *B. Installation*

*WARNING: FAILURE TO PROPERLY INSTALL, ALIGN AND TIGHTEN FUEL, OIL, AND AIR FITTINGS AND TUBES COULD RESULT IN AN ENGINE FAILURE.*

*NOTE: Always replace the packing on the spur adapter gearshaft each time the turbine assembly is removed or anytime the packing is exposed. Use only authorized P/N packings as replacements. (Refer to the 250-C20R Series Illustrated Parts Catalog, Pub. No. CSP23007, for part numbers of packings.)*

- (1) Make a visual inspection through the gearbox bore to verify that the spur adapter gearshaft packing is installed and in good condition.
- (2) Apply engine oil lightly to the splines of the two turbine couplings.
- (3) Install the compressor-to-turbine coupling on the turbine second-stage splined adapter.
- (4) Lubricate two new packings and install them on the turbine shaft-to-pinion gear coupling.
- (5) Install the coupling on the rotor of the replacement turbine with the end having the four equally spaced grooves out (toward the gearbox).
- (6) Lubricate packing and place it on the back of the power and accessory gearbox.
- (7) Install the replacement turbine on the gearbox. Turn the gear trains with the 6799790 engine turning adapter as necessary to allow the coupling splines to mate.
- (8) Retain the turbine with five nuts. Coat stud threads lightly with antiseize compound before installation. Tighten the top nut (5/16-24) to 110-120 lb in. (12-14 N.m). Tighten the four bottom nuts (1/4-28) to 55-65 lb in. (6.2-7.3 N.m).
- (9) [...]
- (28) Make appropriate entry relative to turbine replacement in the Engine Log.
- (29) Check run the engine after turbine replacement. (Refer to Check Run, para 1, 72-00-00, Engine - Adjustment / Test.)"

Laut Stellungnahme des Instandhaltungsbetriebs B vom 16.03.2007 wurde die Arbeitsturbinenkupplung (Turbine to Pinion Gear Coupling) gemäß RR OMM CSP 21007 (M250-C20R Series OMM), PARA 1.A. (5), 72-50-00, überprüft und für in Ordnung befunden. Somit wurde keine Notwendigkeit gesehen, diese mit dem Turbinenmodul zur Überholung zum Instandhaltungsbetrieb C zu schicken. Die Gaserzeugerkupplung (Turbine to Compressor Coupling) konnte nicht gemäß RR OMM CSP 21007, PARA 1.A. (5), 72-50-00, überprüft werden, da sie feststeckte und nur mit Gewalt hätte entfernt werden können. Sie wurde auf dem Turbinenmodul belassen und mit diesem zur Überholung zum Instandhaltungsbetrieb C geschickt (im Zuge der Überholung durch Neuteil ersetzt). Die Inspektion der Arbeitsturbinenkupplung wurde nicht im Arbeitsbericht vom 22.11.2005 vermerkt, da es sich um einen Punkt im Instandhaltungshandbuch RR OMM CSP 21007, PARA 1.A, 72-50-00, Turbine Assembly (Removal) handelte und der Ausbau des Turbinenmoduls gesamt unterschrieben wurde.

Im Luftfahrzeug-Bordbuch des Hubschraubers wurde vom LFZ-Wart A die Durchführung der bezeichneten Instandhaltungsarbeiten in Übereinstimmung mit Teil-145 der Verordnung (EG) Nr. 2042/2003 per 22.11.2005 bestätigt und der Hubschrauber im Hinblick auf alle Instandhaltungsarbeiten, die vom Instandhaltungsbetrieb B ausgeführt worden sind, für die Erteilung einer Freigabe für geeignet erklärt (Teil-145-Freigabeerklärung; Auszug):

„T.T. AIRFRAME: 7703:25 hrs

*ENGINE INSTALLATION AFTER REPAIR FOR DETAILS SEE W/O [Anm.: Work order No.]  
HOLD ITEM:"*

Zwischen 19. und 29.03.2006 wurde vom Instandhaltungsbetrieb B eine Dichtung des Arbeitsturbinenreglers (PT Governor Seal) bei Hubschrauber TSN 7710:40 Stunden bzw. Triebwerk TSN 3389:14 Stunden (Turbinenmodul TSO 7:25 Stunden) erneuert, nachdem Ölaustritt in diesem Bereich festgestellt worden war.

Hierzu wurde per 29.03.2006 ein Arbeitsbericht mit Teil-145-Freigabebescheinigung von LFZ-Wart B ausgestellt (1 Position; Auszug):

**„TSN:** 7710:40 [Anm.: Hubschrauber TSN]

**Item** 1  
**Complaint** PT-Gove[r]nor seal leaking  
**Corrective Action** PT-Gove[r]nor seal replaced  
**Mechanic** [Anm.: Schriftbild der Unterschrift ähnelt der Unterschrift von LFZ-Wart B]"

Für den Dichtring P/N 23075960 (Plain Encased Seal) zur Abdichtung des Arbeitsturbinenreglers (PT Governor) zum Anschlussflansch am Getriebedeckel lag ein vom JAA-Instandhaltungsbetrieb ausgestellt Ursprungszertifikat vor (Auszug):

**„Parts Certificate**

| <b>Part No:</b> | <b>Description:</b> | <b>Condition:</b> | <b>Qty:</b> | <b>Batch No:</b> | <b>Serial No:</b> |
|-----------------|---------------------|-------------------|-------------|------------------|-------------------|
| 23075960        | Seal, Plain Encased | New               | 5           | 154/03/05        |                   |

*Authorised Release Documentation of the aircraft components are on file, as per batch numbers above, and will be made available to the JAR-145 Organisation or JAR Operator on request from such JAR-145 Organisation or JAR Operator. "*

Im Luftfahrzeug-Bordbuch war vom LFZ-Wart B die Durchführung der bezeichneten Instandhaltungsarbeiten und die Freigabe des Hubschraubers per 29.03.2006 mit Teil-145-Freigabeerklärung bestätigt (Auszug):

**„T.T. AIRFRAME: 7710:40 hrs**  
**PT Governor Seal Leaking seal replaced [Anm.: Work order No.]**  
**HOLD ITEM: NONE"**

Die Instandhaltungsarbeiten am Hubschrauber waren als gemäß Instandhaltungshandbuch BELL HELICOPTER TEXTRON BHT-206L-MM-1, Rev. 25 vom 22.12.2003 durchgeführt vermerkt (BHT-206L-MM-1, 71-00-00, Page 71-3, Rev. 20; Auszug):

**„71-2. TROUBLESHOOTING - PLANT**

*1. Refer to Operation and Maintenance Manual, Allison Publication 10W2 [Anm.: M250-C20B].*

*2. Torsional oscillation*

*a. When the response or following time of the engine-speed control system is the same as the natural harmonic frequency of the power train system, a torsional oscillation (or oscillation in power output) can occur. A torsional oscillation can be caused by one or more of the following*

- (1) Leakage of fittings of engine fuel control air lines.*
- (2) Dirty or malfunctioning double check valve.*
- (3) Malfunction of fuel control or power governor.*

*b. After an engine component change involving the fuel control system, it is recommended that the helicopter be checked for torsional oscillation.*

- (1) Load helicopter as much as possible up to gross weight. This check must be performed at a minimum of 85 percent torque.*
- (2) Fly helicopter up to the maximum power limitations for the engine as specified in the 206L Flight Manual. [...]*

*c. If torsional oscillations exceed the limits specified above, corrective action must be taken. Correct the oscillations in the sequence shown. If step (1) does not correct the problem proceed to step (2), etc.*

- (1) Check fuel control air lines for loose connections and air leaks.*
- (2) Replace double check valve.*
- (3) Replace fuel control and/or N2 governor.“*

Zwischen 07. und 12.05.2006 wurde bei Hubschrauber TSN 7718:38 Stunden bzw. Triebwerk TSN 3397:07 Stunden (Turbinenmodul TSO 15:23 Stunden) Ölaustritt zwischen Getriebemodul und Turbinenmodul festgestellt. Daraufhin wurde vom Instandhaltungsbetrieb B das Turbinenmodul abgebaut und ein O-Ring (Packing) getauscht. Zusätzlich wurde eine Ölundichtheit am Freilauf (Freewheeling Unit) festgestellt und ein neues Verbindungsstück (Fitting) installiert.

Hierzu wurde per 12.05.2006 ein Arbeitsbericht mit Teil-145-Freigabebescheinigung von LFZ-Wart B ausgestellt (3 Positionen, Auszug):

„TSN: 7718:38 [Anm.: Hubschrauber TSN]

**Item** 1  
**Complaint** Oil leakage between Turbine Module and Accessory Gearbox  
**Corrective Action** Turbine Module removed  
new Packing installed acc. OMM CSP 21007 Rev. 9 from 01 July 2005  
**Mechanic** [Anm.: Schriftbild der Unterschrift ähnelt der Unterschrift von LFZ-Wart B]

**Item** 2  
**Complaint** Oil leakage on Fitting Freewheeling Unit  
**Corrective Action** New Fitting installed  
**Mechanic** [Anm.: Schriftbild der Unterschrift ähnelt der Unterschrift von LFZ-Wart C]

**Item** 3  
**Complaint** Perform Ground Run and Leakage Test  
**Corrective Action** Performed, no leaks found, all Panels closed found satis.  
**Mechanic** [Anm.: Schriftbild der Unterschrift ähnelt der Unterschrift von LFZ-Wart C]

Der Einbau des O-Rings war als gemäß Instandhaltungshandbuch RR OMM CSP 21007 Rev. 9 vom 01.07.2005 (M250-C20R Series OMM) durchgeführt vermerkt.

Für den Dichtring P/N 6851501-160 (Seal) zur Abdichtung der Lagerbüchse 3/4 (Pinion Bearing Cage) zum Getriebedeckel lag ein vom JAA-Instandhaltungsbetrieb ausgestelltes Ursprungszertifikat vor (Auszug):

„**Parts Certificate**

| <b>Part No:</b> | <b>Description:</b> | <b>Condition:</b> | <b>Qty:</b> | <b>Batch No:</b> | <b>Serial No:</b> |
|-----------------|---------------------|-------------------|-------------|------------------|-------------------|
| 6851501-160     | Packing             | New               | 1           | 042/05/05        |                   |
| 6851501-160     | Packing             | New               | 9           | 044/05/05        |                   |

Authorised Release Documentation of the aircraft components are on file, as per batch numbers above, and will be made available to the JAR-145 Organisation or JAR Operator on request from such JAR-145 Organisation or JAR Operator.”

Der höchstzulässige Triebwerksölverbrauch (Oil consumption) gemäß M250-C20R Series OMM, PARA 4.A., 72-00-00, Jul 1/02, betrug 1 QT / 0,9 L pro 5 Betriebsstunden (Auszug):

*„WARNING: OIL CONSUMPTION IN EXCESS OF 1 QUART IN 5 HOURS (0.05 GAL/HR, 0.19 LITER/HR) IS INDICATIVE OF SERIOUS INTERNAL LEAKAGE AND MUST NOT BE PERMITTED. INTERNAL OIL LEAKAGE CAN RESULT IN UNDETECTED INTERNAL OIL FIRES AND CAUSE DISASTROUS TURBINE FAILURES.*

*CAUTION: NORMAL ENGINES USE A MINIMAL AMOUNT OF OIL. HOWEVER, ANY SUDDEN INCREASE IN OIL CONSUMPTION IS INDICATIVE OF OIL SYSTEM PROBLEMS AND MUST BE CORRECTED. (REFER TO ITEMS 21 AND 22 IN TABLE 101, TROUBLESHOOTING.)”*

Darüber hinaus enthielt das Instandhaltungshandbuch M250-C20R Series OMM, 72-00-00, TABLE 101 (TROUBLESHOOTING), Instandhaltungsanweisungen, wenn der Triebwerksölverbrauch mehr als

- 0,05 GAL / 0,19 L pro Betriebsstunde bzw. 1 QT / 0,9 L pro 5 Betriebsstunden oder
- 1 QT / 0,9 L pro Betriebsstunde

betrug.

Das Luftfahrzeug-Bordbuch des Hubschraubers enthielt zwar Aufzeichnungen über die Treibstoffaufnahme, jedoch keine Aufzeichnungen über die Schmierstoffaufnahme. Nach Auskunft des Betreibers A seien ca. 3,5 l Triebwerksöl seit Überholung des Turbinenmoduls (TSO 47:53 Stunden nachgefüllt) durch die LFZ-Warte nachgefüllt worden. Ein erhöhter Triebwerksölverbrauch lag gemäß den Vorgaben des Instandhaltungshandbuch M250-C20R Series OMM nicht vor.

Der Einbau des Verbindungsstücks (Fitting) sowie Standlauf und Dichtheitskontrolle („*Ground Run and Leakage test*“) waren als gemäß Instandhaltungshandbuch BHT-206L-MM-1 Rev. 25 vom 22.12.2003 durchgeführt vermerkt (BHT-206L-MM-1, 71-00-00, Page 71-4 & 7-10, Rev. 10, sowie Page 71-12, Rev. 18; Auszug):

### **71-3. OPERATIONAL CHECK - POWER PLANT.**

*CAUTION: AFTER POWER PLANT CHANGE AND/OR DISCONNECTING THE ENGINE OIL INLET HOSE, OIL PUMP PRIMING SHALL BE ACCOMPLISHED PRIOR TO ENGINE START.*

1. Prior to initial engine starting, motor engine until oil pressure is indicated. Do not exceed starter limitations. (Refer to 206L Flight Manual.) If an indication of oil-pressure is not indicated in 30 seconds stop and determine cause. (Refer to Operation and Maintenance Manual, Allison Publication 10W2 [Anm.: M250-C20B].)

2. Perform engine check run. (Refer to Operation and Maintenance Manual, Allison Publication 10W2 [Anm.: M250-C20B].) Operation of helicopter shall be in accordance with 206L Flight Manual.

#### **71-4. POWER PLANT ASSEMBLY.**

##### **TOOLS REQUIRED**

6795579 Turnover Stand (Allison) or  
6798092 Engine Stand (Allison)  
6796963 Lift Assembly (Allison)

#### **71-5. REMOVAL - POWER PLANT.**

Disconnect and remove the power plant as a quick change assembly from the airframe using the following procedure as a guide. [...]

#### **71-6. INSPECTION - POWER PLANT.**

1. Inspection of the engine shall be in accordance with the Operation and Maintenance Manual, Allison Publication 10W2 [Anm.: M250-C20B].

2. Inspect all hose and tube assemblies for leakage, chafing, clamping and security.

#### **71-7. INSTALLATION - POWER PLANT.**

##### **TOOLS REQUIRED**

6796963 Lift Assembly (Allison)

1. Install 6796963 lift assembly tool on anti-icing control actuator pad. Attach a suitable hoist to lift assembly and remove power plant assembly from engine stand

2. Install two engine mount side fittings (18, figure 71-1) and engine mount lower fitting (22). Secure fitting with bolts (34). Secure the three bolts (34) together with 0.041 inch lockwire (item 601).

3. Accomplish the following checks prior to installation of powerplant assembly into airframe.

[...]

23. The following procedures provide the instructions necessary to accomplish an engine change. For complete installation instructions, refer to Chapter 76 [Anm.: Engine Controls]

[...]

27. Perform power plant operational check. (Refer to paragraph 71-3.)"

Im Luftfahrzeug-Bordbuch war von LFZ-Wart B die Durchführung der bezeichneten Instandhaltungsarbeiten und die Freigabe des Hubschraubers per 12.05.2006 mit Teil-145-Freigabeerklärung bestätigt (Auszug):

„T.T. AIRFRAME: 7718:38 hrs

ENGINE TO ACCESSORY GEARBOX O-RING CHANGE acc. [Anm.: Workorder No.]

HOLD ITEM: - „

Laut Stellungnahme des Instandhaltungsbetriebs B vom 20.11.2006 erfolgte die Durchführung der Instandhaltungsarbeiten anlässlich des Einbaus des Turbinenmoduls am 22.11.2005 und am 12.05.2006 gemäß den Instandhaltungshandbüchern, welche keine Instandhaltungskontrolllisten für die durchgeführten Instandhaltungsarbeiten vorsahen. Weitere Aufzeichnungen, die anlässlich der in den betreffenden Arbeitsberichten mit Teil-145-Freigabebescheinigung bezeichneten Instandhaltungsarbeiten angefertigt wurden, insbesondere abgezeichnete Instandhaltungskontrolllisten oder Protokolle über durchgeführte Standläufe und Kontrollflüge, wurden vom Instandhaltungsbetrieb B nicht vorgelegt.

Laut Betreiber A musste nach Überholung und Einbau des Turbinenmoduls ein in seiner Anwesenheit durchgeführter Triebwerksstandlauf wegen Aufleuchten der Spänewarnung abgebrochen worden.

Ein diesbezüglicher Eintrag in den Instandhaltungsaufzeichnungen des Hubschraubers lag nicht vor.

Mit Stellungnahme des Instandhaltungsbetriebs B vom 20.11.2006 wurde richtiggestellt, dass der im Arbeitsbericht vom 22.11.2005 angegebene „*Engine Performance Check gemäß Flightmanual Section 5*“ nicht durchgeführt wurde. Stattdessen sei sowohl am 22.11.2005 als auch am 12.05.2006 der im Instandhaltungshandbuch vorgesehene Standlauf „*Check Run*“ gemäß M250-C20R Series OMM 72-00-00, Page 501 & 503, durchgeführt worden (M250-C20R Series OMM 72-00-00, Page 501 - 503, Jul 1/95; Auszug):

„ENGINE-ADJUSTMENT/TEST

1. Check Run

A. *Operating Instructions.*



*Check run the engine in the airframe when the compressor assembly, compressor case, turbine assembly, combustion section, gearbox, fuel control, governor, fuel pump, fuel nozzle, or thermocouple has been removed, repaired or replaced. Operate the engine in accordance with Operating Procedures, para 7, 72-00-00, Engine-Description and Operation. Make note of all incidents of the run such as leaks, abnormal vibration or noises, and/or any irregular functioning of engine equipment. Also note that the following items are within limits (Refer to Operating Limits, para 6., 72-00-00, Engine-Description and Operation):*

*(1) [...]*

*(5) Power turbine N2 speed. (Refer to Engine Speed, para 6.A., 72-00-00, Engine-Description and Operation.)*

#### *B. Diffuser Vent Orifice Selection*

*Select and install the diffuser vent orifice as follows:*

*(1) [...]*

*(3) Following the next flight of at least five minutes duration, inspect the area around the orifice. [...]*

*(4) Repeat the flight, inspection, and orifice replacement until no evidence of spewing or smoking is encountered.*

*(5) As an alternate method for obtaining the desired orifice size, start with two -2 size orifices (No. 1 and No. 2). [...]*

#### *C. Check Run Schedule*

*Check run the engine in the airframe in accordance with the following schedule:*

*Setting No. / Condition*

*(1) Start engine and accelerate to Ground Idle. N1 = 59-65%*

*Observe engine for abnormal conditions such as vibration, noise or leakage. Visually inspect all engine oil and fuel fittings to confirm no leaks are present before proceeding. Duration of run need not exceed five (5) minutes.*

*(2) Accelerate to a power setting just short of lift off. Stabilize for five (5) minutes.*

*(3) Reduce speed to Ground Idle. Check operation of anti-ice valve. Dwell for two (2) minutes.*

*(4) Shut down.*

*NOTE: Give the engine a thorough visual inspection after shutdown. Repeat the check run if any repairs are necessary as a result of the run or the inspection."*

Der abweichende Eintrag im Arbeitsbericht vom 22.11.2005 wurde laut Stellungnahme des Instandhaltungsbetriebs B vom 20.11.2006 verwendet, weil über den im Instandhaltungshandbuch M250-C20R Series OMM vorgesehenen Standlauf „Check Run“ hinaus noch ein „Schwebeflug in Bodennähe“ vom Betreiber A (Pilot) durchgeführt worden ist. Dieser „Schwebeflug in Bodennähe“ fand am 23.11.2005 um 01:00 UTC auf dem Hubschrauberlandeplatz LODL (PPR, für VFR-Flüge bei Tag) statt und dauerte 10 Flugminuten (vgl. Flugbuch des Betreibers A Seite 27, Flugnummer 11928, 23.11.2005, B206/L, LODL 01:00 LODL01:10, Flugzeit 10 Minuten).

Die im Flughandbuch des Hubschraubers BELL Model 206L FLIGHT MANUAL Section 5 für Leistungstests (Power Check) angegebenen Werte wurden als Referenz herangezogen (vgl. Flughandbuch des Hubschraubers BHT-206L-FM-1, Edition 22.09.1975, Revision 24 06.06.1997, Page 5-1, sowie Flight Manual Supplement #S1035H STC SH4169NM issued 29.01.1988 Rev. 6 10. Juli 2000):

### **„PERFORMANCE DATA**

*The Bell 206L performance data are contained in this section. The data listed on the graphs are derived from actual flight tests and is intended to provide information to be used in conducting flight operations.*

#### **OPERATION IN ALLOWABLE RELATIVE WIND**

*Satisfactory stability and control has been demonstrated for speeds up to and including 30 MPH (26 knots) rearward and MPH (30 knots) sideward for all loading conditions.*

#### **POWER CHECK PROCEDURES**

*The Power Check Chart [Anm.: Allison Model 250-C20R Engine, Zero Airspeed, Anti-Ice OFF, GEN OFF, Cabin Heat OFF] will indicate the percent torque that should be available from minimum Specification Allison Engine. The engine must develop these values to meet the performance data contained in this flight manual:*

*The takeoff power limits of the 250-C20B engine are: [Anm.: siehe Betriebsgrenzen für M250-C20R Series Triebwerke]*

*Maximum torque - 100% (5 minutes).*

*Maximum TOT (turbine outlet temperature) - 810°C (5 minutes).*

*Maximum gas producer RPM (N1) - 105%.*

#### **WARNING**

*Ensure altitude, temperature, and gross weight will permit safe hovering height. Refer to Height-Velocity Diagram [Anm.: IAS 0 MPH, avoid operation in shaded area 10-475 FT AGL].*

*On cold days the percent torque limit may be reached before the TOT limit is reached. On hot days or at high altitudes, the TOT will be the limiting factor. To perform a power check, ensure the anti-ice switch is OFF. Increase power until a stabilized TOT equal to or above 738°C [Anm.: Maximum continuous], or a percent torque limit is reached. Do not exceed maximum TOT or torque limits.*

*Record the following information from cockpit instruments:*

*Outside Air Temperature - °C*

*Turbine Outlet Temperature - °C*

*Pressure Altitude - Ft.*

*Percent Torque - % (Take your actual reading)*

*Enter Power Check Chart at observed OAT, proceed vertically to intersection of TOT and follow horizontally to intersection with pressure altitude, drop vertically to read chart percent torque.*

*If your actual reading of % torque is the same or greater than the chart % torque, the power check is acceptable.*

*If your actual reading of % torque is less than the chart % torque, the power check is NOT acceptable and the cause*

*MUST be determined. Refer to the appropriate maintenance manual.*

#### **NOTE**

*When the chart % torque reading is met during the Power Check, it indicates a minimum specification engine and that*

*Flight Manual Performance can be achieved.”*

Analog gelten für M250-C20R Series Triebwerke folgende Betriebsgrenzen (Operating Limits) gemäß Instandhaltungshandbuch M250-C20R Series OMM 72-00-00, PARA 6, Jul 1/04:

- Höchstzulässiges Drehmoment (Torque Output Shaft) – 100 % (Takeoff, 5 minutes).
- Höchstzulässige gemessene Abgastemperatur TOT – 810°C (Takeoff, 5 minutes).
- Höchstzulässige Drehzahl Gaserzeuger N1 – 105 % (max. continuous).

Freigaben von Instandhaltungsbetrieb B zur Durchführung von Kontrollflügen gemäß den anwendbaren Instandhaltungsunterlagen (Maintenance check flight) vor Erteilung einer Teil-145-Freigabe waren im Luftfahrzeug-Bordbuch des Hubschraubers nach dem erstmaligen Einbau des überholten Turbinenmoduls bis zum Unfallflug nicht eingetragen.

In den verfügbaren Instandhaltungsaufzeichnungen waren nach dem erstmaligen Einbau des überholten Turbinenmoduls bis zum Unfallflug weder übermäßige Schwingungen des Triebwerks noch Schwingungsmessungen (Vibration Test) am Triebwerk gemäß M250-C20R Series OMM 72-00-00 dokumentiert (M250-C20R Series OMM 72-00-00, Page 116 - 117, Jul 1/04, und PARA 2, Jul 1/95; Auszug):

#### **„ENGINE – TROUBLESHOOTING**

*To assist in correction of malfunctions which could occur, refer to Table 101 [Anm.: Troubleshooting].*

*Item 1 [...]*

*Item 54*

| <b>Trouble</b>              | <b>Probable Cause</b>   | <b>Remedy</b>  |
|-----------------------------|---|--|
| <i>Excessive vibration.</i> | <i>Loose engine mounts.</i>   | <i>Inspect for security and condition of mounts.</i>   |
|                             | <i>Turbine wheel blade failure.</i>   | <i>Inspect the turbine wheel blades.<br/>(Refer to Blade and Vane Inspection, para 6.A., 72-50-00.)</i>  |
|                             | <i>Foreign object damage (FOD), eroded blades, vanes and/or abradable tip seal coating.</i> | <i>Replace the case or compressor assembly if damage or erosion exceeds the acceptable limits.<br/>(Refer to Inspection/Check, para 5., 72-30-00.)</i>   |
|                             | <i>Bearing failure or accessories section internal failure.</i>                             | <i>Check the magnetic inspection plugs for particles. If accumulated particles are found, send engine to overhaul.</i>   |
|                             | <i>Cause uncertain.</i>   | <i>Refer to Vibration Test Procedure, Engine-Adjustment/Test, para 2., 72-00-00 to analyse vibration level and identify vibration source. Install engine in another aircraft or in test stand for comparison.<br/>Send engine to overhaul if excessive vibration persists.</i> |

[...]

## 2. Vibration Test Procedure

### A. Description of Vibration Test Procedure

*(1) The vibration test procedure will aid in evaluating vibration, identifying vibration sources and analyzing vibration levels so that corrective action may be taken. Continued engine operation with high vibration levels will cause excessive engine and component wear and can contribute to engine failure and premature engine removal.*

*(2) Engine vibration may be influenced by factors including aircraft installation, accessories, normal wear, maintenance practices, or unusual operating conditions. By measuring the frequency and magnitude of a vibration, then comparing the measurements with known vibration factors, such data may be used to obtain an indication of the engine area requiring corrective action.*

*(3) Vibration is a mechanical oscillation or motion about a reference point. Engine-induced vibration is generally observed at frequencies equal to N1 or N2 rotor speeds, gear rotational speed, gear mesh frequency, or bearing passage rate. In some instances, the vibration also appears as a harmonic or multiple of the basic frequency.*

(4) *Vibration pickups (transducers) are used to convert vibration motion to an electrical signal. These pickups may be calibrated in terms of vibration displacement (“mils”), acceleration (“G’s”), or velocity (“IPS” [Anm.: Inches Per Second]). Velocity is the most meaningful measure of vibration on Model 250 engines.*

(5) *A vibration signature should be performed on each engine or aircraft using a spectrum analyzer. The signature should be repeated at scheduled intervals, such as 100 hours, and a file should be maintained for each engine-aircraft combination. When a major change in the frequency response is noted, such as the level changing from 0.2 IPS to 0.6 IPS, closer monitoring should be maintained on such engine.*

(6) *Signatures should be taken with pickups installed in the vertical axis on the compressor, gearbox and turbine. The signatures should be taken at several specified N1 speeds while the aircraft is on the ground; these N1 speed points are to be used for each signature. An overall vibration reading can be obtained by using the broad band control on a Chadwick-Helmuth Model 192 analyzer, which is the equipment used in the following procedures.*

(7) [...]

#### *D. Test Procedure*

[...]

*NOTE: The following procedures apply to use of the Chadwick Model 192 analyzer. Operational procedures for other analyzers will be similar.*

(1) *Install vibration pickups vertically on each engine module as shown in Figure 503 [Anm.: Installing Vibration Pickups] and in the following instructions.*

(a) *Compressor. Install one vertical vibration pickup on the front side of the compressor-to-inlet housing splitline at the 12 o'clock position. [...]*

(b) *Gearbox. Install one vertical vibration pickup on the engine top mounting pad on the power and accessory gearbox. [...]*

*CAUTION: THE TURBINE PICKUP MUST BE A HIGH TEMPERATURE PICKUP IN ORDER TO WITHSTAND THE EXTREME HEAT OF THE TURBINE CASE.*

*NOTE: The bracket below fastens on the forward side of the splitline.*

(c) *Turbine. Install one vertical vibration pickup on the forward side of the gas producer-to-power turbine support splitline at the 12 o'clock position. [...]*

(6) *Record data indicated below:*

(a) *Ground Operation:*

*Record applicable vibration data. (See Figure 502. [Anm.: Vibration Recording Sheet])*

*Record as many test points as possible before flying.*

**CAUTION: PRIOR TO OPERATION IN FLIGHT, BE SURE THAT ALL EQUIPMENT AND CABLES ARE SECURED AND DO NOT INTERFERE WITH THE OPERATION OF THE ENGINE OR AIRCRAFT FLIGHT CONTROL SYSTEM.**

*(b) Flight Operation:*

*Fly the aircraft and record the remaining test points.*

*NOTE: Current average limits for discrete frequencies are 1.0 IPS, with an overall average of 1.5 IPS.*

*(7) Determine if maintenance action is indicated by comparing the newly acquired data with previously recorded data and with maximum allowable limits. (See Figure 508. [Anm.: Installed Engine Vibration Limits Normal Operation Range and Limits])*

[...]

#### *E. Interpretation of Data*

*The first step is to determine if the vibration is airframe or engine related. Any rotational speed below 6000 rpm (100 Hz) is usually airframe related, because the slowest rotational speed of the engine is the power output shaft at 6000 rpm (except for some accessory drives).*

*Typical engine vibration signature cards are shown in Figures 506 and 507 [Anm.: Typical Chadwick Vibration Analysis Card]. These curves represent the peak vibration velocity for frequencies between 5,000 and 900,000 rpm.*

*Analysis of this signature is accomplished as follows:*

*(1) Determine the vibration frequencies (rpm) and vibration velocity amplitude (IPS peak) of the major vibration peaks on the plot cards. Then convert these values to inches per second (IPS) average velocity. [...]*

*(4) Sources of Engine Vibration: If vibration is not within normal operating limits, the source of vibration should be identified. Many possible sources of vibration exist, but the highest engine-related vibration levels normally occur at rotational speeds of the major engine components which are as follows:*

- (a) N1 gas producer rotational speed*
- (b) N2 power turbine rotational speed*
- (c) Starter generator rotational speed*
- (d) Output shaft rotational speed*
- (e) Rotational speeds of special engine-powered accessories*

*(5) [...]*

#### *F. Limits*

*(1) Limits on Separate, Individual Vibrations. The discrete frequency guidelines apply to measurement of a particular frequency, such as 48,000 rpm (800 Hz). If tests reveal vibrations above the normal operating range (Figure 508) or above 1.0 IPS average*

*velocity, action should be taken to determine the source of the vibration and perform corrective action.*

(2) [...]

*G. Maintenance Action.*

*There are many potential causes of vibration. Suggested areas for possible corrective action are:*

(1) [...]

(2) *N2 Frequency Vibration. Check for sources of N2 vibration frequency such as:*

*(a) Turbine balance*

*(b) Loose power turbine inner or outer nuts*

*(c) Improper gearbox-to-turbine shims*

*(d) No. 3, 4, 5, or 6 bearings*

(3) [...]“

Ob N2-Schwingungen (N2 Frequency Vibration) gemäß M250-C20R Series OMM, PARA 2.G. (2) lit. c, 72-00-00, durch unkorrekten Spielausgleich zwischen Getriebemodul und Turbinenmodul ausgelöst werden können, wird festgestellt, dass im Gegensatz zu den Anweisungen zum Spielausgleich zwischen Verdichter- und Getriebemodul gemäß M250-C20R Series OMM, PARA 1.C., 72-30-00 (Compressor Shimming Procedure), keine gleichartigen Anweisungen zum Spielausgleich zwischen Turbinen- und Getriebemodul existieren. Ähnliche Arbeitsanweisungen waren zur Feststellung der Dicke der Beilagscheiben für Lager #5 im Instandhaltungshandbuch M250-C20R Series OMM, PARA 5.A. und 5.B., 72-50-00, insbesondere in Fig. 206, dargestellt.

Ein Verfahren zum Spielausgleich zwischen Getriebemodul und Turbinenmodul ist laut Stellungnahme von RR vom 13.12.2007 auf M250-C20R Triebwerke technisch nicht anwendbar (Auszug):

*„This procedure is not specified for the M250 C20R engine. The process of measuring turbine mount pads and shimming to align the turbine applies to the M250 Series IV engines and not Series II. [...] the gearbox-to-turbine shim statement was erroneously included in the C20 manuals.“*

Im Luftfahrzeug-Bordbuch des Hubschraubers waren gemäß § 55 Abs. 3 ZLLV 2005 das Datum des Fluges zusammen mit der Gesamtflugzeit und/oder den Flugzyklen und/oder den Landungen einzutragen. Die Eintragung von Bewegungen des Hubschraubers aus

eigener Kraft auf der Oberfläche von Flugplätzen (Rollen im Schwebeflug) oder von Triebwerksstandläufen war nicht vorgesehen.

Gemäß § 2 Luftverkehrsregeln 1967 - LVR 1967, BGBl. Nr. 56/1967 idF BGBl. II Nr. 385/2003, galten Bewegungen von Hubschraubern aus eigener Kraft über der Oberfläche von Flugplätzen unter Ausnützung des Bodeneffekts und mit einer Geschwindigkeit über Grund von weniger als 37 KM/H (20 KTS) als „*Rollen im Schwebeflug*“ (stationärer Flugzustand über einem Punkt, ohne vertikaler oder horizontaler Flugbewegung, innerhalb des Bodeneffekts), wobei die tatsächliche Höhe über Grund variieren und für bestimmte Hubschrauber erforderlichenfalls auch größer als 8 M (25 FT) über Grund sein konnte. Bewegungen von Luftfahrzeugen aus eigener Kraft auf der Oberfläche von Flugplätzen, ausgenommen Start und Landung, bedurften keiner Freigabe durch eine Flugverkehrskontrollstelle, ausgenommen Rollen auf einem kontrollierten Flugplatz, und konnten auch bei Wetterbedingungen erfolgen, bei denen die Sicht, der Abstand von Wolken oder die Hauptwolkenuntergrenze unter den für Sichtflügen bei Tag bzw. bei Nacht festgelegten Mindestwerten lagen, sofern die Betriebsgrenzen des Hubschraubers eingehalten werden.

Nach dem erstmaligen Einbau des überholten Turbinenmoduls waren 5 technische Kontrollflüge (Art und Zweck des Fluges: „*Techn. Check*“) vom Betreiber A in der Funktion des verantwortlichen Piloten im Luftfahrzeug-Bordbuch des Hubschraubers eingetragen (Abflug und Landung in LODL, Gesamtflugzeit TSN des Hubschraubers beim Abflug):

- 23.11.2005, TSN 7703:15 Stunden, Flugzeit 0:10 Stunden
- 04.12.2005, TSN 7703:25 Stunden, Flugzeit 0:13 Stunden
- 05.05.2006, TSN 7716:16 Stunden, Flugzeit 0:06 Stunden
- 05.05.2006, TSN 7716:22 Stunden, Flugzeit 0:04 Stunden
- 11.05.2006, TSN 7718:38 Stunden, Flugzeit 0:05 Stunden

Sonst waren nach dem erstmaligen Einbau des überholten Turbinenmoduls bis zum Unfallflug bei Hubschrauber TSN 7751:08 Stunden im Luftfahrzeug-Bordbuch ausschließlich vom Betreiber A in der Funktion des verantwortlichen Piloten durchgeführte Flüge erfasst und keine Einträge über Störungen, wahrgenommene Schäden oder technische Mängel eingetragen.

Allfällige Teil-145-Freigabebescheinigungen im Sinne des § 10 Abs. 3 Luftverkehrsbetreiberzeugnis-Verordnung 2004 – AOCV 2004, BGBl. II Nr. 425/2004 idGF,



wenn der im Betrieb des Luftfahrtunternehmens (Betreiber B) eingesetzte Hubschrauber für Flüge außerhalb der Betriebsgenehmigung von Piloten verwendet wurde, die nicht im Stellenbesetzungsplan von Betreiber B gemäß § 5 Abs. 2 AOCV 2004 idgF aufschienen, lagen nicht vor.

Die letzte planmäßige Instandhaltung des Triebwerks (100-/300-Stunden-Kontrolle) wurde zwischen 01. und 17.08.2005 bei Hubschrauber TSN 7693:46 Stunden bzw. Triebwerk TSN 3372:15 Stunden vom Instandhaltungsbetrieb B an dessen Hauptstandort am Flugplatz Wr.Neustadt Ost (LOAN) gemäß M250-C20R Series OMM, 72-00-00, TABLE 602 (Scheduled Inspections – Inspection Checklist), durchgeführt.

Zusätzlich wurden die Lufttüchtigkeitsanweisungen FAA AD-2004-24-09 (01/05) „*ONE TIME INSPECTION OF FUEL NOZZLE SCREEN FOR CONTAMINATION*“ und EASA AD-2004-0009 (12/04) „*ENGINE CONTROL SYSTEM AIR PIPES*“ und die 600-Stunden-Kontrolle des Brandschotts gemäß SOLOY SB 03-680 „*INSPECTION FIREWALL FOR WEAR*“ durchgeführt.

Im Arbeitsbericht mit Teil-145-Freigabebescheinigung vom 17.08.2005 war die Durchführung eines Leistungstestes eingetragen (*“Engine Performance Check as per Flight Manual Section 5“*) und mittels „*BELL 206L POWER ASSURANCE CHECK CHART (ALLISON 250-C20R/2)*“ dokumentiert (Cabin Heat OFF, Power Turbine Speed 100%, Particle Separator – Bleed Air ON, Zero Airspeed, Anti-Ice OFF, Generator OFF).

Die nächste planmäßige Instandhaltung des Triebwerks (100-Stunden-Kontrolle) wäre bei Hubschrauber TSN 7793:46 Stunden bzw. Triebwerk TSN 3472:15 Stunden (spätestens am 17.08.2006) vorgesehen gewesen.

Am 15.07.2006 trat bei Hubschrauber TSN 7751:08 Stunden bzw. Triebwerk TSN 3429:37 Stunden (Turbinenmodul TSO 47:53 Stunden) der Ausfall des Triebwerks mit Folgebrand ein.

### **1.6.3 Beladung und Schwerpunkt des Luftfahrzeuges**

Ein Flughelfer saß links vorne, auf dessen Sitz in der vorderen Sitzreihe, neben dem verantwortlichen Piloten, der andere Flughelfer saß in der mittleren Sitzreihe. Die 3 Passagiere (2 Erwachsene, 1 Kind) saßen in der hinteren Sitzreihe.

Der verantwortliche Pilot (Betreiber A) gab als Flugmasse zum Unfallzeitpunkt ca. 1664 KG an. Der ausfliegbare Kraftstoffvorrat zum Unfallzeitpunkt betrug ca. 322 L JET A1.

- Höchstzulässige Abflugmasse: 4000 LBS
- Höchstzulässige Landemasse: 4000 LBS
- Leermasse (Wiegung vom 28.06.2005): 2235,7 LBS
- Flugmasse (zum Unfallzeitpunkt lt. Pilot): ca. 3668 LBS

Die letzte Berichtigung des Leermassenschwerpunkts lateral war am 27.08.2004 dokumentiert (Hebelarm +0,22 IN).

Die letzte Berichtigung des Leermassenschwerpunkts longitudinal war am 28.06.2005 nach Umrüstung auf einen kodierten 406-MHz-Notsender dokumentiert (Hebelarm 129,00 IN).

Die Rekonstruktion der Beladung des Hubschraubers zum Unfallzeitpunkt ergab, dass die Flugmasse und der Schwerpunkt sowohl longitudinal als auch lateral innerhalb der laut Flughandbuch des Hubschraubers BHT-206L-FM-1, Edition 22.09.1975, Revision 24 06.06.1997, festgelegten Betriebsgrenzen lagen.

## 1.7 Flugwetter

### 1.7.1 Wettervorhersage

Flugwetterübersicht für die Steiermark und das südliche Burgenland gültig für den 15.07.2006, ausgegeben von ACG am 15.07.2006 um 09:06 Uhr:

*FXOS55 LOWG 150906*

*FLUGWETTERUEBERSICHT FUER DIE STEIERMARK UND DAS SUEDLICHE BURGENLAND GUELTIG FUER DEN 15.7.2006.*

*WETTERLAGE: HOCHDRUCKEINFLUSS BEI MAESSIGER NORDSTROEMUNG MIT ZUFUHR TROCKENER UND STABILER LUFTMASSEN.*

*WETTERERSCHEINUNGEN: IM UNMITTELBAREN STAU DER NORDALPEN AM VORMITTAG NOCH STARKE RESTBEWOELKUNG, DIE BIS MITTAG AUFLOCKERT. ANSONSTEN GUTE VMC BEI SICHTEN VON 15 BIS 40KM UND AUFGELOCKERTER QUELLBEWOELKUNG.*

*HOEHENWIND: IN 1500M: NORD 30 BIS 40 KM/H. T 11 GRAD.*

*IN 3000M: NORD 30 BIS 50 KM/H. T 5 GRAD.*

*NULLGRADGRENZE: 3900M.*

*GEFAHREN: STRICHWEISE NORDFOEHNTURBULENZ.*

*THERMIKVORHERSAGE: DIE THERMIK HAT BEREITS EINGESETZT. CU BASEN UEBER DEM FLACHLAND IN 1300M, TAGSUEBER AUF 1500 BIS 1700M STEIGEND.*

*SCHWACHE INVERSIONEN IN 3000 UND 3500M. AM NACHMITTAG UEBER DEM BERGLAND ISOLIERTE UEBERENTWICKLUNGEN NICHT GANZ AUSGESCHLOSSEN.*

*HINWEISE FUER BALLONFAHRER: BEHINDERUNGEN DURCH MAESSIGEM BODENWIND AUS NORD BIS NORDOST.*

*ECET LOWG 19 UHR 28 UTC.*

*VORHERSAGE FUER MORGEN, DEN 16.7.2006: KEINE WESENTLICHE AENDERUNG.*

### **1.7.2 Wettermeldungen**

Die Routine-Flugwetterbeobachtungsmeldungen im METAR-Format für den Flughafen GRAZ/LOWG (inkl. QNH und Landewettervorhersage TREND), gültig für den 15.07.2006 um 09:50 Uhr und 10:20 Uhr, ausgegeben von ACG am 15.07.2006 um 09:50 Uhr und 10:20 Uhr, entsprachen Sichtflug-Wetterbedingungen (VMC):

*SAOS31 LOWM 150950 RRA*

*METAR LOWG 150950Z VRB04KT 9999 SCT040 24/14 Q1025 NOSIG=*

*SAOS31 LOWM 151020*

*METAR LOWG 151020Z VRB03KT 9999 SCT044 26/13 Q1025 NOSIG=*

Am Unfallort herrschten zum Unfallzeitpunkt Sichtflug-Wetterbedingungen (VMC). Die Lufttemperatur betrug ca. 24°C.

### **1.7.3 Natürliche Lichtverhältnisse**

Zum Unfallzeitpunkt herrschte Tageslicht (Flughafen GRAZ/LOWG: BCMT 02:40 Uhr; ECET 19:28 Uhr).

## **1.8 Navigationshilfen**

Nicht betroffen.

## **1.9 Flugfernmeldedienste**

Nicht betroffen.

## **1.10 Flugplatz**

Nicht betroffen.

## **1.11 Flugschreiber**

Ein Flugschreiber war nicht vorgeschrieben und im Hubschrauber nicht eingebaut.

## **1.12 Angaben über Wrack und Aufprall**

Der Hubschrauber war auf einer schrägen Wiese, ca. 200 M südlich des Anwesens 8591 Maria Lankowitz, Kirchberg 28, notgelandet. Beim Hubschrauber war der Heckausleger mit Leitwerk und Heckrotor abgetrennt und im Bereich der Triebwerksverkleidung waren Brandmerkmale erkennbar.

Die Befundaufnahme am Hubschrauber durch die SUB wurde nicht an der Unfallstelle, sondern am 17.07.2006 auf dem Hubschrauberlandeplatz Kirchberg an der Raab (LODL) im Beisein von Vertretern des Instandhaltungsbetriebs B sowie des Betreibers A vorgenommen.

Die Kabine des Hubschraubers war intakt. Die Hauptrotorblätter zeigten Fremdkontaktschäden. Hauptrotormast und Hauptrotorblattansteuerung waren drehbar und gängig.

Der Heckausleger war durch Hauptrotorblatteinschlag abgerissen (Abb.2).

Die vertikale Stabilisierungsflosse (Fin) war ausgehend von der Vorderkante mit einem Ölfilm überzogen (Abb.). Laut Stellungnahme von Betreiber A am 04.06.2007, entsprach dieser dem normalen Verschmutzungsgrad vor dem Unfall infolge Ölverlusts im Bereich Getriebe-Turbine.

Abbildung 2 Heckausleger: Heckrotor mit vertikaler Stabilisierungsflosse; Ölfilm auf der Stabilisierungsflosse



Quelle: SUB

Die Triebwerksverkleidung und das Triebwerk wiesen thermische Schäden durch einen Triebwerksbrand auf (Abb.3).

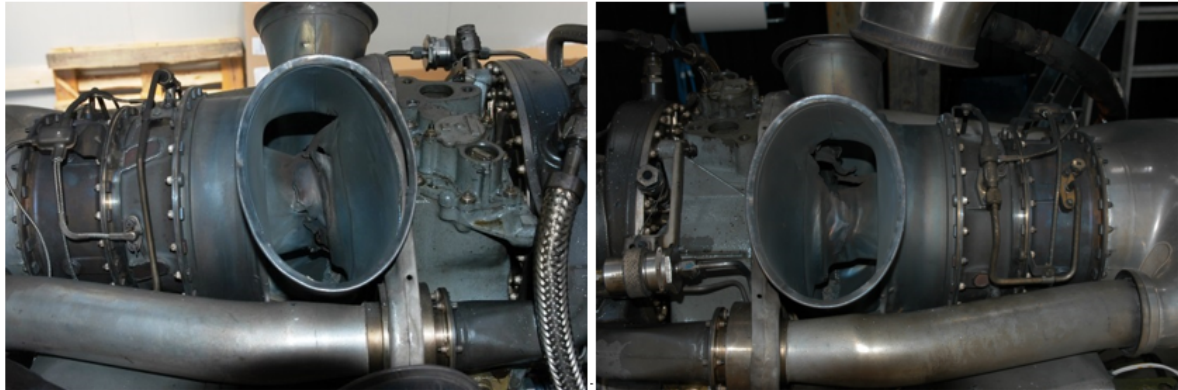
Abbildung 3 Thermische Schäden durch Triebwerksbrand: Brandschäden an Triebwerksverkleidung; Verruungen des Triebwerks



Quelle: SUB

Das Abgasgehäuse des Triebwerks wies mechanische Deformationen ausgehend vom Sitz des Triebwerklagers #5 auf (siehe Abb.4). An einem der beiden Abgasrohre (Outlet Ducts) waren Risse vorhanden. Der rechte Abgasstutzen war zu ca. 70 % aus der Struktur gerissen. Der linke Abgasstutzen war unbeschädigt (Abb.4).

Abbildung 4 Schäden am Triebwerk: Vom Sitz des Triebwerkklagers #5 ausgehende mechanische Deformation des Abgasgehäuses; rechter Abgasstutzen aus der Struktur gerissen, linker Abgasstutzen unbeschädigt



Quelle: SUB

Das Verdichtermodule und die zugehörigen Luftleitungen waren ohne sichtbare mechanische Schäden.

Das triebwerksseitige Kraftstoffsystem war dicht. Nach Öffnen des Brandhahns (Fuel Shut Off Valve) und Einschalten der elektrischen Kraftstoffpumpen wurde ein Druck von mehr als 1,00 PSI angezeigt. Nach Abschalten einer Pumpe wurde ein geringfügiger Druckabfall im Kraftstoffsystem festgestellt. Das Warnlicht FUEL PUMP CAUTION leuchtete auf.

Der zellenseitige Kraftstoff-Filter wurde entleert. Der Inhalt war unauffällig und ohne Kontamination.

Die N1-Einstellwerte des Gaserzeuger-Kraftstoffreglers (Gas Producer Fuel Control), gemessen zwischen den Gasgriff-Anschlägen, waren 0 % (IDLE CUT OFF), 30 % (GND IDLE) und 90 % (FLIGHT IDLE).

Die N2-Einstellwerte des Arbeitsturbinenreglers (PT Governor) waren 55 % (Collective Pitch MIN) bis 80 % (Collective Pitch MAX). Im N2-Bereich 35 % bis 60 % sprach der BEEPER an.

Folgende Warnanzeigen (Annunciator Panel) leuchteten bei eingeschaltetem Bordnetz:

- GEN FAIL
- R/FUEL PUMP

- L/FUEL PUMP
- ENG CHIP
- TRANS OIL PRESS
- ENG OUT
- ROTOR LOW RPM

Die Prüfung der Warnanzeigen mittels Testknopf (CAUTION LT TEST) zeigte keine Lampenausfälle.

Die Prüfung des Triebwerkölstands ergab, dass der Messstab unterhalb der „ADD“-Markierung von Öl benetzt war. Die abgelassene Ölmenge betrug ca. 1,5 L (Kapazität des Vorratsbehälters 1,5 GAL = ca. 5,6 L).

Der Triebwerksabbau erfolgte unter Aufsicht der SUB am 17.07.2006 am Hubschrauberlandeplatz Kirchberg an der Raab (LODL) durch den Instandhaltungsbetrieb B.

Dabei wurden im Engine-Compartment 15 von 19 Kugeln des Triebwerkagers #5 und ein Lagersicherungsring sichergestellt.

Am Getriebe wurde festgestellt, dass die Mutter eines der Stehbolzen zur Verbindung von Getriebemodul und Turbinenmodul links oberhalb des Arbeitsturbinenreglers (PT Governor) ca. 2-3 mm vom Sitz (Auflage) entfernt war. Alle übrigen Verschraubungen waren unauffällig.

### **1.13 Medizinische und pathologische Angaben**

Es liegen keine Hinweise auf eine physische oder psychische Beeinträchtigung des verantwortlichen Piloten (Betreiber A) vor.

### **1.14 Brand**

Der Triebwerksbrand, der nach der Notlandung vom verantwortlichen Piloten mit dem an Bord befindlichen 2 KG Kabinen-Handfeuerlöscher bekämpft wurde (Löschmittel: Halon 1211; Brandklassen: ABC), konnte erfolgreich gelöscht werden.

## **1.15 Überlebensaspekte**

Alle Insassen des Hubschraubers überlebten den Unfall unverletzt.

## **1.16 Weiterführende Untersuchungen**

### **1.16.1 Technische Untersuchung**

#### **Zerlegeprüfung Triebwerk**

Die Zerlegeprüfung des Triebwerks M250-C20R/2 S/N CAE834002 erfolgte am 23. und 24.08.2006 in der Fliegerwerft des österreichischen Bundesheeres in Linz, im Beisein von Vertretern des Instandhaltungsbetriebs C, Betreiber A und von ROLLS ROYCE (RR).

An den Zünd- und Kraftstoffleitungen waren keine Unregelmäßigkeiten erkennbar.

Der Zustand der Kraftstoffdüse war bis auf eine leichte Verrußung unauffällig. Die Funktionsprüfung nach dem Unfall beschränkte sich auf die Prüfung des Sprühkegelbildes bei 150, 200 und 400 PSI, welches abgesehen von einer geringfügigen Streifenbildung unauffällig war (keine Sprühkegelmessung).

Die Prüfung des TOT-Thermoelements (Thermocouple) ergab einen elektrischen Widerstand von 0,58-0,64 OHM (Referenzwert gemäß M250-C20R Series OMM, PARA 2.B. (1), 77-20-01: P/N 23034926 0,50-0,60 OHM, ansonsten 0,55-0,65 OHM). Die Ummantelung des TOT-Thermoelements war wegen zu geringem Radius am Arbeitsturbinengehäuse durchgescheuert (lt. MTU ein Folgeschaden).

An den Schmieröleitungen für Lager #1 und den Kraftstoff- und Luftleitungen vom Gaserzeuger-Kraftstoffregler (Gas Producer Fuel Control) zum Arbeitsturbinenregler (PT Governor) waren keine Unregelmäßigkeiten erkennbar.

Die Öl-Saugleitung für Lager #8 war getriebeseitig (Scavenge Pump) locker.

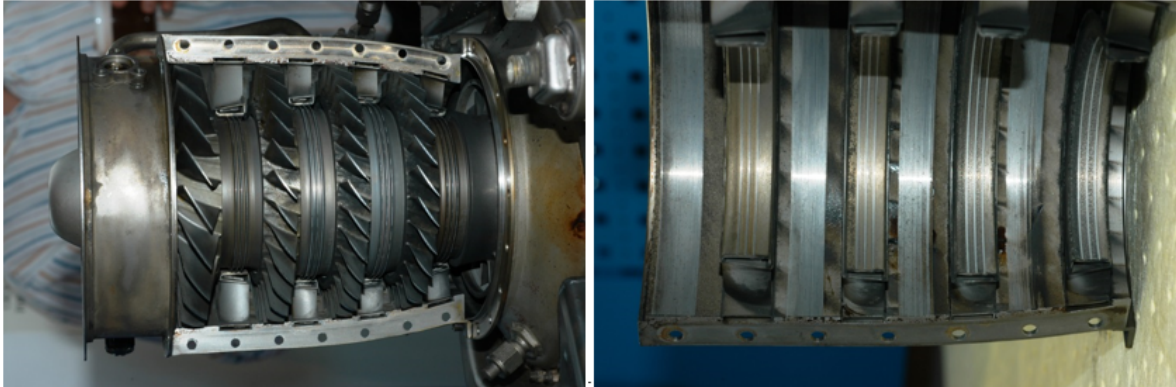
Die PG-Luftleitung (PT Governor) wies eine Verunreinigung in Form einer Faser auf.

An der PR-Luftleitung und den Kraftstoffreglern waren keine Unregelmäßigkeiten erkennbar.



Der Ansaugbereich, die Laufschaufeln und die beiden Statorhälften des vierstufigen Axialverdichters waren intakt ohne frische Schäden durch FOD (Abb.5).

Abbildung 5 Axialverdichter: Zustand der Laufschaufeln und einer Statorhälfte



Quelle: SUB

Das Turbinenbrandschott zwischen Getriebemodul und Turbinenmodul bzw. Abgasgehäuse war im Bereich der Verankerung des linken und rechten Verdichteraustrittsrohrs (Compressor Discharge Air Tube Assy) angerissen. Die Verdichteraustrittsrohre waren unauffällig.

Einer von fünf Stehbolzen zur Verbindung des Turbinenmoduls mit dem Getriebemodul in 8-Uhr-Position war lose und die Mutter nicht auf dem Anschlussflansch des Abgasgehäuses aufliegend (Abb.6).

Die übrigen vier Verschraubungen waren unauffällig. Beim Vergleich der Verschraubung des losen Stehbolzens mit der Verschraubung des benachbarten festsitzenden Stehbolzens waren keine markanten Unterschiede zwischen der Position der Mutter und dem Gewindeansatz der Stehbolzen erkennbar (Abb.6)

Abbildung 6 Verbindung Getriebemodul mit dem Turbinenmodul



Quelle: SUB

Das Gewinde des losen Stehbolzens war über den Gewindeumfang gleichmäßig bis zur Mutter verhämmert (siehe auch Befundung von Triebwerksteilen; Abb.7).

Abbildung 7 Verbindung Getriebemodul mit Turbinenmodul: Verschraubung des losen Stehbolzens in 8-Uhr-Position; loser Stehbolzen mit verhämmertem Gewindebereich nach Entfernen der Mutter

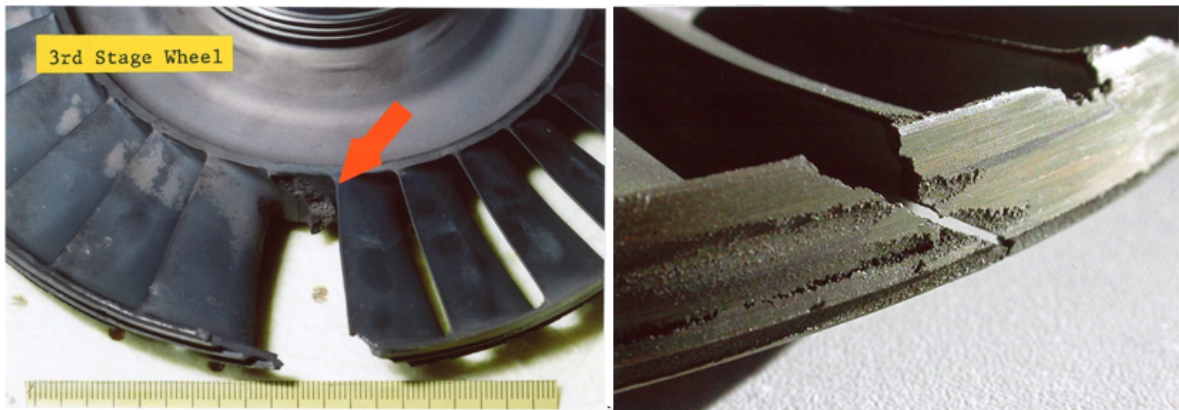


Quelle: SUB

Die Turbinenspannmutter (PT Outer Nut) wies ein Losbrechmoment von 1450 LBS.IN. auf.

Am Laufrad der Turbinenstufe #3 P/N 23065833 (Arbeitsturbine N2) fehlte eine Schaufel und ein Stück des geschlitzten Schaufeldeckbands (Abb.8). Das Schaufeldeckband wies massive Anstreifschäden auf (Abb.8).

Abbildung 8 Schaufelbruch am Turbinenrad #3: Eine Schaufel und ein Stück des geschlitzten Schaufeldeckbandes fehlen; Anstreifschäden am Schaufeldeckband



Quelle: SUB

Mehrere Metallfragmente wurden lose im Triebwerk aufgefunden, darunter ein loses Schaufelbruchstück der Turbinenstufe #3 mit den Abmessungen ca. 15 MM x 12 MM (siehe auch Fraktographie Turbinenrad, Abb.9)

Abbildung 9 Schaufelbruch am Turbinenrad #3: Loses Schaufelbruchstück



Quelle: SUB

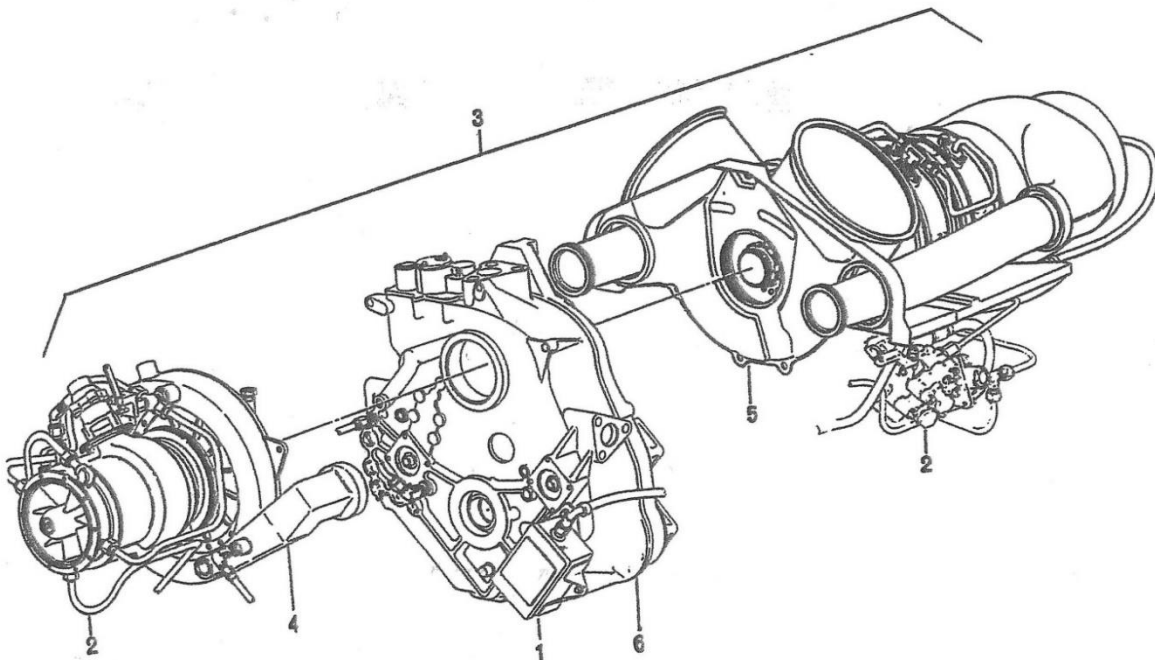
Komponenten des Triebwerks M250-C20R/2 S/N CAE834002 wurden mit Unterstützung von MTU befundet (siehe Befundung von Triebwerksteilen und Fraktographie von Turbinenrad #3).

### 1.16.2 Befundung von Triebwerksteilen

M250-C20R/2 Triebwerke für Hubschrauber der Type BELL 206L sind umgebaute M250-C20B Triebwerke mit einer neuen Teilenummer (Seriennummer unverändert). Gemäß technischer Mitteilung ALLISON CEB-1242 schloss der Umbau Änderungen am Verdichter-, Turbinen- und Getriebemodul ein (Abb.10).

Laut einer schriftlichen Stellungnahme von RR vom 09.01.2007 bestehen zwischen den Turbinenmodulen von M250-C20, M250-C20B und M250-C20R Triebwerken im Aufbau keine Unterschiede.

Abbildung 10 Wellenleistungstriebwerk ALLISON 250 Serie II: Schematische Darstellung von Verdichtermodule (4), Getriebemodule (6) und Turbinenmodule inkl. Abgasgehäuse und Brennkammer (5)



Quelle: DDA 250-C20R IPC, Rev. 01.07.2004

Baugruppen des M250-C20R/2 Triebwerks, S/N CAE834002:

| Nr. | Bezeichnung     | P/N      | S/N      | Vor dem Umbau auf C20R/2  |
|-----|-----------------|----------|----------|---------------------------|
| 04  | Compressor Unit | 23038126 | CAC15106 | P/N 6890550, S/N CAC37354 |
| 06  | Gearbox         | 23035185 | CAG37157 | P/N 6894171               |
| 05  | Turbine Unit    | 23038160 | CAT37044 | P/N 6898735               |

Das Turbinenmodul S/N CAT37044 (Turbine Unit) inklusive Abgasgehäuse (Exhaust Collector), die Brennkammer (Combustion Section), und das Getriebemodul S/N CAG37157 (Gearbox) wurden durch MTU nach schriftlicher Rückmeldung am 27.04.2007 von RR bezüglich der Bauteiluntersuchung gemäß M250-C20R Series Overhaul Manual (OM) 72-50-00 befundet. Der Befund der MTU wurde am 06.07.2007 präsentiert, alle daraus gewonnenen Erkenntnisse für die Sicherheit der Luftfahrt, wurden dem Hersteller RR mitgeteilt.

RR hielt in einem Schreiben vom 14.03.2007 folgendes fest:

[...]

*I have received the MTU metallurgical report containing photographs and conclusions and forwarded the report to our engineering and materials lab for review. Rolls-Royce finds the lab report to be in order and we are in agreement with the findings reported on the examination of the P/N 23065833 3<sup>rd</sup> Stage Turbine Wheel.*

[...]

*Taking into consideration the information obtained during the engine disassembly investigation in August 2006 and our general agreement with the subsequent metallurgical investigation findings, Rolls-Royce would like to suggest that rather than travel to Munich to attend the meeting at MTU we schedule a conference call at an agreeable time to further discuss these findings. Please accept our sincere apologies for the late notice regarding this change of plan.*

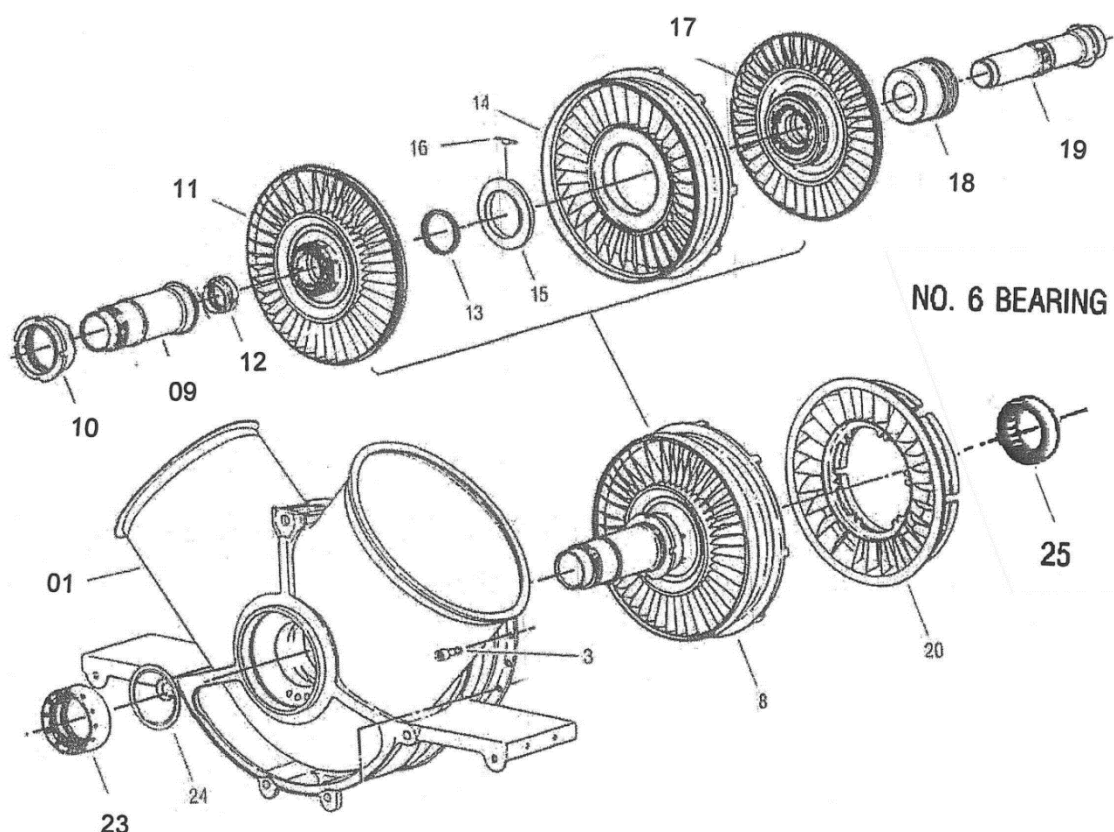
Alle befundeten Bauteile wurden weder als Bauteile ohne Zertifizierung (sog. „Bogus Parts“) noch – bis auf das innere Brennkammergehäuse (Combustion Liner Assy) – als FAA-PMA Nachbauteile identifiziert.

### **Befundung Arbeitsturbine inkl. Abgasgehäuse (Exhaust Collector & PT Rotor)**

Bezeichnung der geprüften Bauteile (Abb.11):

| Nr. | Bezeichnung       | P/N      | S/N      | Letzte Überholung |
|-----|-------------------|----------|----------|-------------------|
| 01  | Exhaust Collector | 6879879  | 28135    | Reparatur         |
| 09  | PT Outer Shaft    | 23037413 | UF24461  | Neuteil           |
| 10  | PT Outer Nut      | 23001801 | DD516198 | Neuteil           |
| 11  | 4th Stage Wheel   | 6853279  | X548369  | Neuteil           |
| 12  | PT Inner Nut      | 23030981 | nil      | Neuteil           |
| 14  | 4th Stage Nozzle  | 23030844 | X38728   | Reparatur         |
| 17  | 3rd Stage Wheel   | 23065833 | X536443  | Neuteil           |
| 18  | PT Rot Lab Seal   | 23037444 | L55      | Neuteil           |
| 19  | PT Inner Shaft    | 23037403 | UF20445  | Neuteil           |
| 20  | 3rd Stage Nozzle  | 23034140 | PF33909  | Originalteil      |
| 23  | Oil Bellows Seal  | 6898764  | M68864   | Neuteil           |
| 25  | No. 6 Bearing     | 23007202 | MP063220 | Neuteil           |

Abbildung 11 Arbeitsturbine (N2): Schematische Darstellung mit Bezeichnung der geprüften Bauteile



Quelle: M250-C20R Series IPC, Rev. 01.07.2004

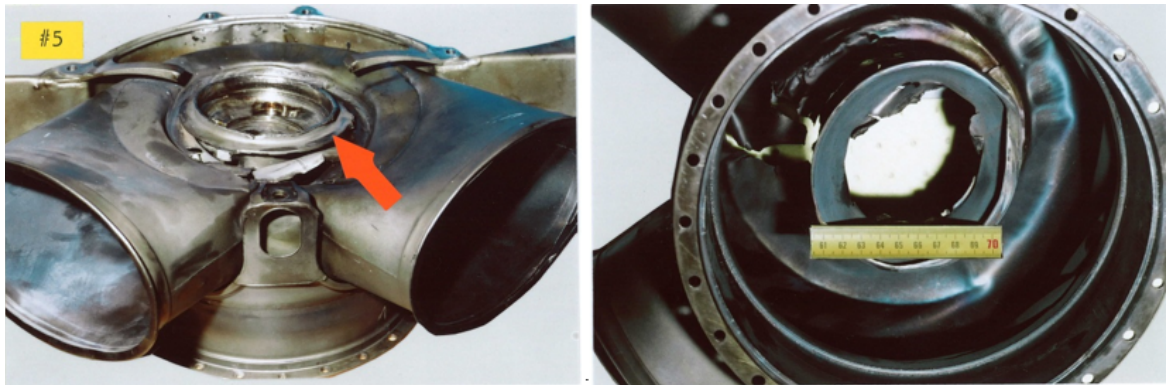
01) Exhaust Collector P/N 6879879 S/N 28135 (nach OM 72-50-00 Page 326-328 Item 16 sichtgeprüft):

Der Anschlussflansch des Abgasgehäuses war unbeschädigt. Der zentrale Gehäusebereich war mechanisch zerstört. Die drei Streben des Lagerträgers waren am Lagerträger abgerissen (Gewaltbrüche; Abb.12).

Die beiden Abgasstutzen waren deformiert und der in Drehrichtung von Lager #5 (im Uhrzeigersinn) zugseitig liegende rechte Stutzen war fast vollständig abgerissen (Abb.12).

Die Nabe von Lager #5 war aus der Struktur gerissen (lt. MTU ein Folgeschaden).

Abbildung 12 Abgasgehäuse: Abgerissene Streben des Lagerträgers von Lager #5; in Drehrichtung von Lager #5 (im Uhrzeigersinn) fast vollständig abgerissener zugseitig liegender rechter Abgasstutzen



Quelle: SUB

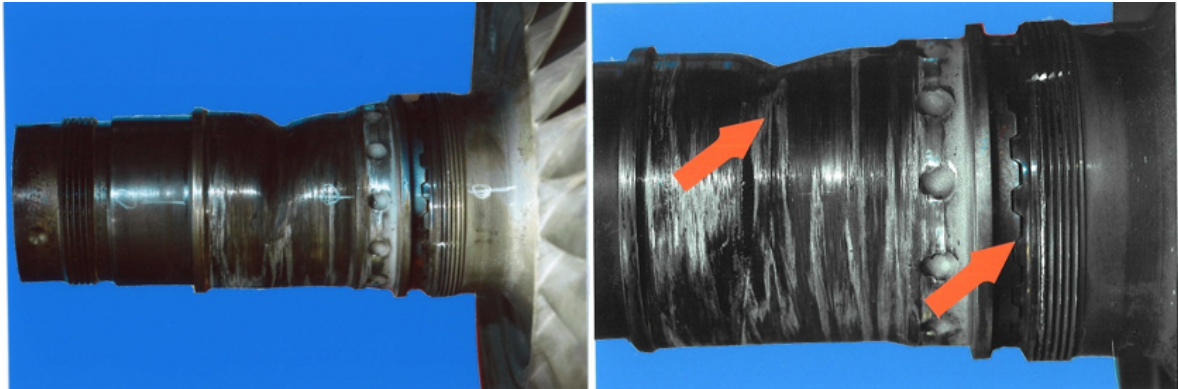
Aus den Schäden am Abgasgehäuse war erkennbar, dass das Triebwerk unter Drehmoment im Uhrzeigersinn, d.h. unter Triebwerksleistung, vis-à-vis dem Lager #5 versagt hatte. Im Sitz von Lager #5 waren entsprechende Drehverschleißspuren erkennbar, d.h. der Außenring von Lager #5 hatte sich im Lagersitz gedreht.

09) PT Outer Shaft P/N 23037413 S/N UF24461 (nach OM 72-50-00 Page 345-346 Item 43-51 sichtgeprüft):

Die äußere Arbeitsturbinenwelle stellt die Verbindung von Turbinenrad #4 und Getriebe dar. Sie war an der Verzahnung massiv verhämmert und ausgebrochen. Die Welle war deformiert, teilweise eingefallen und wies Merkmale hoher Torsionsschubbeanspruchung auf (Abb.13).

Die Ausbrüche an der Innenverzahnung, Druckstellen an den tragenden Zahnflanken sowie Verformungen an der Kopffläche der Stirnbogenverzahnung wurden von MTU als Folgeschaden klassifiziert.

Abbildung 13 Äußere Arbeitsturbinenwelle (mit Turbinenrad #4 ohne Turbinenspannmutter):  
Deformationen mit Merkmalen hoher Torsionsschubbeanspruchung, Druckstellen an den tragenden Zahnflanken sowie Verformungen an der Kopffläche der Stirnbogenverzahnung



Quelle: SUB

Die Druckstellen in der Stirnbogenverzahnung wurden von MTU als nicht dem Abnutzungsbild gemäß M250-C20R Series Alert CEB A-72-4093 (09.10.2006) „ENGINE, TURBINE ASSEMBLY - POWER TURBINE OUTER SHAFT“ entsprechend beurteilt. S/N UF24461 war in der Liste der von CEB A-72-4093 betroffenen äußeren Arbeitsturbinenwellen erfasst, welche im Verdacht standen, einen Herstellungsfehler aufzuweisen.

10) PT Outer Nut P/N 23001801 S/N DD516198 (nach OM 72-50-00 Page 343-344 Item 22-26 sichtgeprüft):

Die Turbinenspannmutter musste zur weiteren Demontage aufgeschnitten werden.

Der mutternseitige Kragen wies Anlaufspuren und Deformationen auf. Das Innere der Mutter wies Reste von verkoktem Öl auf.

Die Ränder der Mutter waren örtlich verformt, Druckstellen von der Stirnbogenverzahnung waren vorhanden (lt. MTU Folgeschaden).



11) 4th Stage Wheel P/N 6853279 S/N X548369 (nach OM 72-50-00 Page 308-312 sichtgeprüft):

Der Verzahnungseingriff des Turbinenrads #4 zur äußeren Arbeitsturbinenwelle war verhämmt und das Außengewinde für die Turbinenspannmutter durch Demontagearbeiten beschädigt. Die Schaufeln zeigten anströmseitig mechanische Schäden durch Fremdkörper, abströmseitig waren am Schaufelprofil massive Anstreif- und Schürfschäden erkennbar.

Das ungeteilte Schaufeldeckband (Shroud) wies über ca. 60 % des Umfangs Risse, Ausbrüche und Anstreifschäden auf (lt. MTU ein Folgeschaden; Abb.14).

Abbildung 14 Turbinenrad #4: Gesamtübersicht und Anstreifschaden am Schaufeldeckband



Quelle: SUB

12) PT Inner Nut P/N 23030981 S/N nil:

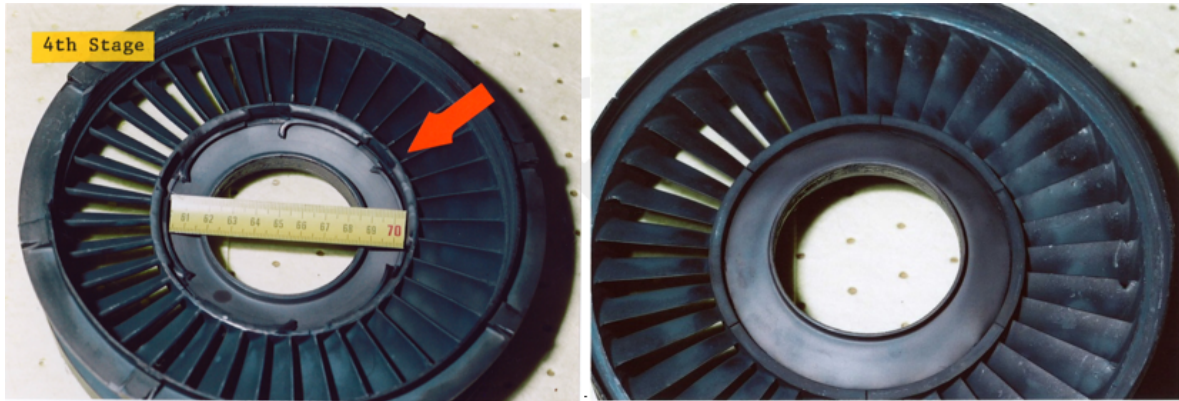
Die innere Nutmutter der Arbeitsturbinenwelle musste zur Demontage aufgeschnitten werden. Das Innengewinde war im Wesentlichen unbeschädigt. Die Außenkontur des Bauteils ließ keine Schlüsse auf Anlaufvorgänge zu.

14) 4th Stage Nozzle P/N 23030844 S/N X38728 (nach OM 72-50-00 sichtgeprüft):

Der Leitkranz der Turbinenstufe #4 war eine Konstruktion mit innen geschlitzten Bändern (Shrouds). Der abströmseitige Zentrierflansch wies Anlaufspuren des Turbinenrads #4 und Hitzerisse auf. Der Labyrinthring für das Turbinenrad #3 zeigte Fressspuren, in seinem Sitz waren die Halteflansche vollständig deformiert (Abb.15).

Etwa 50 % der Schaufeln wiesen abströmseitig Profilschäden mit Rissen und Ausbrüchen auf (lt. MTU ein Folgeschaden; Abb.15).

Abbildung 15 Leitkranz der Turbinenstufe #4: Deformierte Halteflansche am Sitz des Labyrinthings für Turbinenrad #3; Schaufeln mit abströmseitigen Profilschäden



Quelle: SUB

17) 3rd Stage Wheel P/N 23065833 S/N X536443 (Befund: siehe PRÜFUNG SCHAUFELBRUCH AM LAUFRAD DER TURBINENSTUFE #3 und FRAKTOGRAPHIE TURBINENRAD #3).

18) PT Rotating Labyrinth Seal P/N 23037444 S/N L55 nicht lesbar (nach OM 72-50-00 Page 345 Item 37-38 sichtgeprüft):

Das Innere der Labyrinth-Dichtung 10/11 wies massive metallische Fremdstoffanlagerungen auf. Außerdem war der zylindrische Teil auf etwa einem Drittel seines Umfangs durchgeschliffen. Die Außenkontur wies am größeren Labyrinthmantel Anlaufspuren auf. Der kleinere Labyrinthmantel war außen massiv abgeschliffen.

Erkennbare Anlaufspuren, Risse und Verformungen wurden von MTU als Folgeschaden klassifiziert.

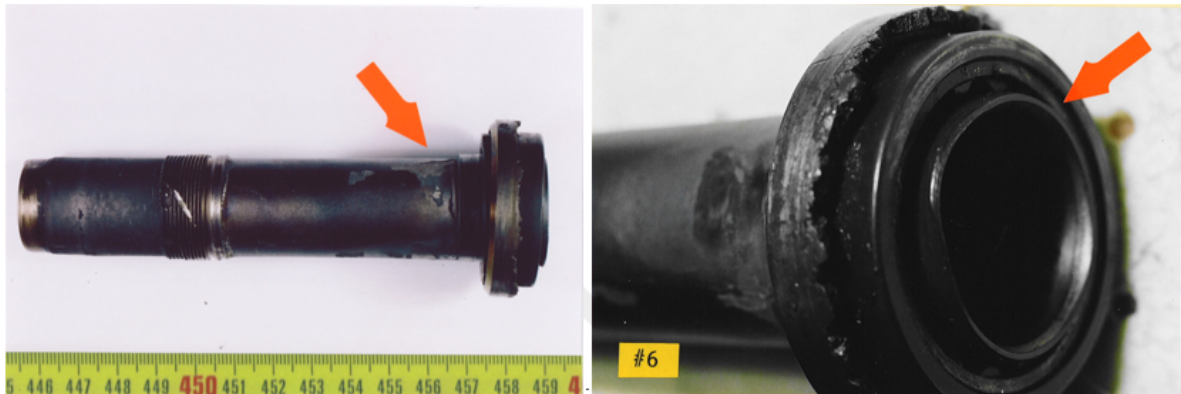
19) PT Inner Shaft P/N 23037403 S/N UF20445 nicht lesbar (nach OM 72-50-00 Page 344-345 sichtgeprüft):

Die innere Arbeitsturbinenwelle wies thermische Veränderungen und mechanische Deformationen auf. Der Außenring von Lager #6 war abgerissen. Das Außengewinde für

die innere Nutmutter der Arbeitsturbinenwelle war durch die Demontagearbeiten beschädigt.

Erkennbare Anlaufspuren und Risse wurden von MTU als Folgeschaden klassifiziert.

Abbildung 16 Innere Arbeitsturbinenwelle: Welle mit thermischen Veränderungen und mechanischen Deformationen, Außenring von Lager #6 abgerissen



Quelle: SUB

20) 3rd Stage Nozzle P/N 23034140 S/N PF33909 (nach OM 72-50-00 sichtgeprüft):

Der Leitkranz der Turbinenstufe #3 war in einem Stück ausgeführt. Anströmseitig waren die Profilkanten unbeschädigt. Abströmseitig wiesen fast alle Profilkanten massive mechanische Schäden auf (Abb.17). Das Kontaktpurenbild deutete auf einen Fremdkörper mit erheblichen Abmessungen (abgerissene Schaufel aus Turbinenrad #3).

Erkennbare Risse und Ausbrüche wurden von MTU als Folgeschaden klassifiziert.

Abbildung 17 Leitkranz der Turbinenstufe #3: Massive mechanische Schäden der abströmseitigen Profilkanten

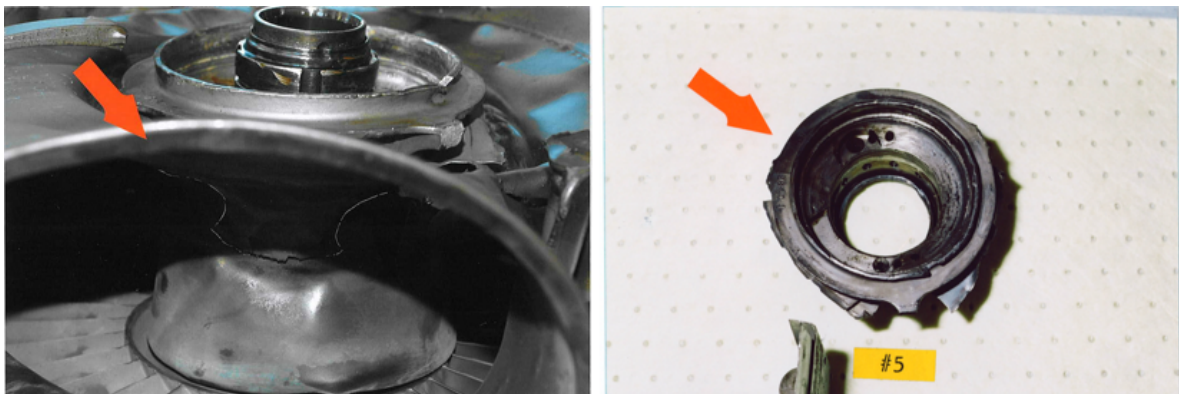


Quelle: SUB

23) Oil Bellows Seal P/N 6898764 S/N M68864 nicht lesbar (in der Nabe von Lager #5 verbaut):

Die Ölbalgendichtung stellt das Innenstück des Abgasgehäuses dar und enthält außer der Nabe von Lager #5 die gesamte Öldichtungskonstruktion zwischen dem Getriebe, dem Turbinenbrandschott (Turbine Firewall) und dem Heißgasbereich. Die Schäden entsprachen einem durch Torsionskräfte bewirkten Herausreißen der gesamten Einheit aus dem Abgasgehäuse (lt. MTU Folgeschaden).

Abbildung 18 Ölbalgendichtung: Rissverlauf hervorgehoben; Nabe von Lager #5 aus dem Abgasgehäuse gerissen



Quelle: SUB

25) No. 6 Bearing P/N 23007202 S/N MP063220 nicht lesbar (nach OM 72-50-00 Page 324-328 sichtgeprüft):

Der Außenring von Lager #6 war abgerissen. Das Lager war durch thermische und mechanische Einwirkungen beschädigt. Es war nicht drehbar (Abb.: siehe Befund Bauteil Nr. 19) „PT Inner Shaft“).

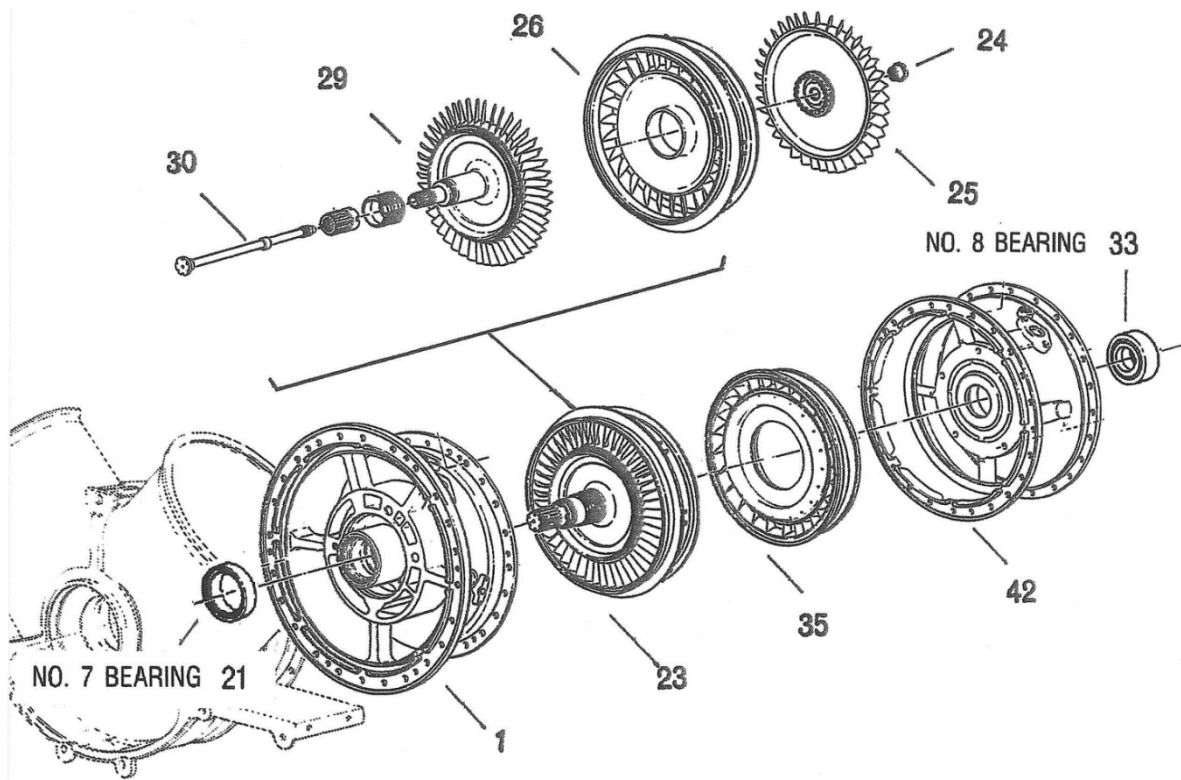
Das Lager #6 saß auf der Welle innen fest und war verformt (lt. MTU Folgeschaden).

### **Befund Gaserzeugerturbine (PT, GP Supports & GP Turbine Rotor)**

Bezeichnung der geprüften Bauteile (Abb.19):

| <b>Nr.</b> | <b>Bezeichnung</b> | <b>P/N</b> | <b>S/N</b> | <b>Letzte Überholung</b> |
|------------|--------------------|------------|------------|--------------------------|
| 01         | PT Support         | 23038100   | DW49754    | Reparatur                |
| 21         | No. 7 Bearing      | 23007202   | MP063242   | Neuteil                  |
| 25         | 1st Stage Wheel    | 23073853   | X546630    | Neuteil                  |
| 26         | 2nd Stage Nozzle   | 23072654   | 276469     | Neuteil                  |
| 29         | 2nd Stage Wheel    | 23073854   | X541401    | Neuteil                  |
| 33         | No. 8 Bearing      | 23031478   | MP013931   | Neuteil                  |
| 35         | 1st Stage Nozzle   | 23038219   | ER219666   | Reparatur                |
| 42         | GP Support         | 23031939   | E42676     | Reparatur                |

Abbildung 19 Gaserzeugerturbine (N1): Schematische Darstellung mit Bezeichnung der geprüften Bauteile

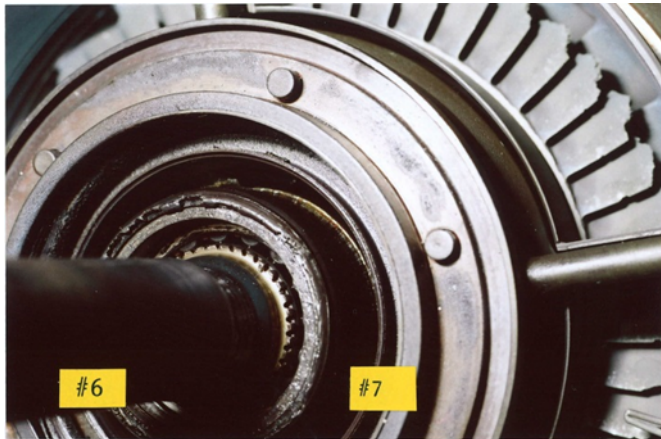


Quelle: DDA 250-C20R IPC, Rev. 01.07.2004

01) PT Support P/N 23038100 S/N DW49754 (nach OM 72-50-00 Page 328-330 Item 17 sichtgeprüft):

Das Arbeitsturbinengehäuse stellt u.a. die Haltefunktion für Lager #6 und Lager #7 dar (Abb.20). Die Lagerbohrung war verformt. Der Lagerträger war eingerissen. Die Nut für den Sicherungsring war in der Lagerbohrung nicht mehr sichtbar (lt. MTU ein Folgeschaden).

Abbildung 20 Arbeitsturbinengehäuse: Lager #6 und Lager #7



Quelle: SUB

Das turbinenseitige Fragment der gebrochenen Verbindungswelle zwischen Gaserzeugerturbine und Verdichter (Gaserzeugerkupplung) war einwandfrei drehbar.

21) No. 7 Bearing P/N 23007202 S/N MP063242 (nach OM 72-50-00 Page 324-328 sichtgeprüft):

Das Lager #7 wies Anlaufspuren auf. Ölreste waren auf den Wälzflächen vorhanden.

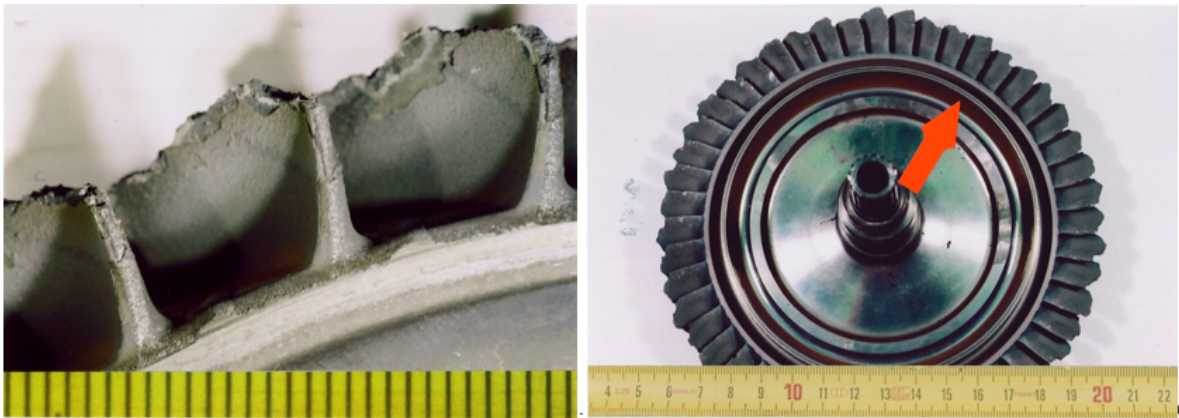
Das Lager #7 saß auf der Welle innen fest und war verformt (lt. MTU Folgeschaden).

25) 1st Stage Wheel P/N 23073853 S/N X546630; 29) 2nd Stage Wheel P/N 23073854 S/N X541401 nicht lesbar (nach OM 72-50-00 Page 308-312 sichtgeprüft):

Die Laufräder der Turbinenstufen #1 und #2 wiesen abgebrannte Schaufelspitzen infolge thermischer Überlast sowie Spuren von frontalem Fremdkörpereinschlag mit Materialverlust bis zu einem Drittel der Schaufellänge auf (Abb.21).

Die Schaufelbrüche infolge mechanischer Überlast wurden von MTU als Folgeschaden klassifiziert.

Abbildung 21 Gaserzeugerturbine (N1): Turbinenrad #1 (linkes Bild) und Turbinenrad #2 (rechtes Bild) mit Spuren von Überhitzung und Materialverlust an den Schaufelspitzen



Quelle: SUB

33) No. 8 Bearing P/N 23031478 S/N MP013931 (nach OM 72-50-00 Page 324-328 Item 12-17 sichtgeprüft):

Das Lager #8 war mechanisch intakt und frei drehbar ohne Axialspiel, wies jedoch Laufgeräusche auf.

M250-C20R Series CEB 72-4056 (05/94) „ENGINE, TURBINE ASSEMBLY, RELEASE OF NEW NO. 8 BEARING & RETAINING PLATE“ (neue P/N) war anlässlich der letzten Überholung des Turbinenmoduls wegen eines Schadens am Lager #8 P/N 23007152 durchgeführt worden.

35) 1st Stage Nozzle P/N 23038219 S/N ER219666; 26) 2nd Stage Nozzle P/N 23072654 S/N 276469 (nach OM 72-50-00 sichtgeprüft):

Die Schaufeloberflächen von Leitkranz #1 waren mit geschmolzenen Kügelchen mit bis zu 0,3 mm Durchmesser bedeckt (Abb.22).



Abbildung 22 Gaserzeugerturbine (N1): Schaufeloberflächen von Leitkranz #1 mit geschmolzenen, nicht-magnetischen Kügelchen; abströmseitige Schaufelkanten von Leitkranz #2 mit massiven Materialausbrüchen



Quelle: SUB

Das Grundmaterial der Kügelchen war nicht-magnetisch. Eine Gegenprüfung zu Leitkranzkontaminationen durch Fremdkörper im Verdichter erfolgte nicht.

Eine Schaufel von Leitkranz #1 wies einen Riss auf (lt. MTU außer Limit). Das Turbinenrad #1 war lateral angelaufen (lt. MTU ein Folgeschaden).

Der Leitkranz der Turbinenstufe #2 zeigte an den abströmseitigen Schaufelkanten massive Materialausbrüche (lt. MTU ein Folgeschaden).

42) GP Support P/N 23031939 S/N E42676 (nach OM 72-50-00 Page 330-332 Item 31-42 sichtgeprüft):

Das Gaserzeugerturbinengehäuse war mit dem Arbeitsturbinengehäuse verschraubt. Der Anschlussflansch am äußeren Brennkammergehäuse (Outer Combustion Case) war unbeschädigt. Die Nuten für den EAR (Energy Absorbing Ring) waren ausgeschlagen. Diverse Verhämmerungen und Streifspuren waren erkennbar.

M250-C20R Series CEB 72-4008 (R3, 06/93) „ENGINE, TURBINE ASSEMBLY, GAS PRODUCER SUPPORT, ADDITION OF BRAZED OR WELDED WEAR PADS“ (neue P/N 23038118) war anlässlich der letzten Überholung auf Kundenwunsch nicht durchgeführt worden (Customers Option).

An den nachstehend bezeichneten Bauteilen, welche im Zuge der Zerlegung der Gaserzeugerturbine ebenfalls nach OM 72-50-00 sichtgeprüft wurden, waren keine Schäden oder Mängel feststellbar, welche als schadenrelevant eingestuft wurden:

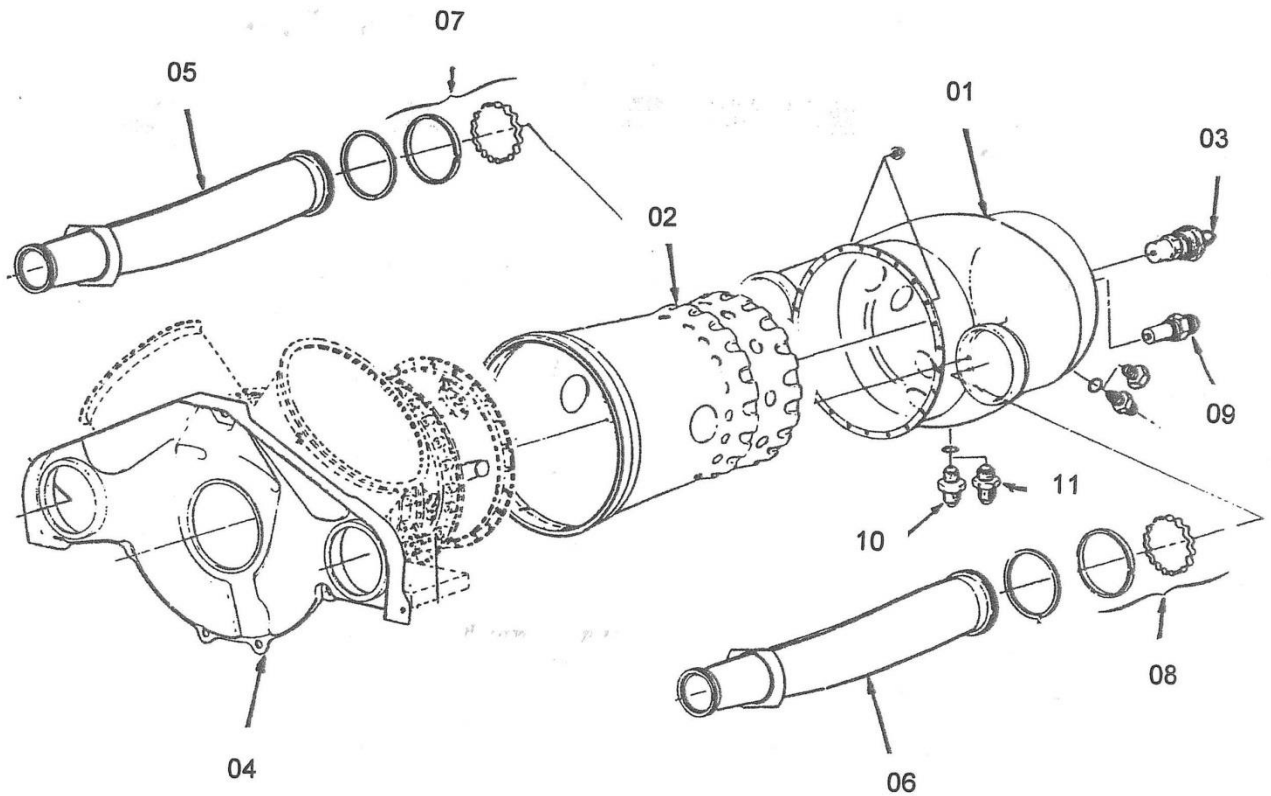
| <b>Bezeichnung</b>         | <b>P/N</b> | <b>S/N</b> |
|----------------------------|------------|------------|
| EAR Energy Absorbing Ring  | 23035175   | DD13216    |
| Shield 3rd Stage           | 6853283    | nil        |
| Sump Oil Bearing No. 8     | 23069728   | nil        |
| Slinger Oil Ring           | 6888602    | nil        |
| Nozzle Oil Bearing No. 8   | 6871232    | nil        |
| Plate Retaining            | 23059551   | nil        |
| Nozzle Oil Bearing No. 6/7 | 23001819   | nil        |
| Tube Oil                   | 6871311    | nil        |
| Spacer                     | 6808397    | nil        |
| Nut Spanner Bearing No. 8  | 6840407    | nil        |
| Nut Spanner                | 6808392    | nil        |
| Adapter Splined            | 23072099   | 305200     |
| Bolt Turbine Tie           | 23068265   | NM88626    |
| Cover Oil Sump             | 23037447   | nil        |
| Seal Lab Stator            | 6877736-2  | nil        |
| Seal Lab No. 5             | 23033862   | nil        |
| Seal Lab No. 8/9           | 6896098    | nil        |
| Thermocouple TOT           | 230349269  | FF290584   |
| Damper Segments            | 6844422    | 15ea       |

**Befundung der Brennkammern (Combustion Section)**

Bezeichnung der geprüften Bauteile (Abb.23):

| <b>Nr.</b> | <b>Bezeichnung</b>    | <b>P/N</b> | <b>S/N</b> |
|------------|-----------------------|------------|------------|
| 01         | Outer Combustion Case | 23034114-A | 33286      |
| 02         | Combustion Liner Assy | E23060429  | Lot #3052  |
| 03         | Fuel Nozzle           | 23077068   | 1ZJ05470   |

Abbildung 23 Brennkammern: Schematische Darstellung mit Bezeichnung der geprüften Bauteile



Quelle: RR Training Manual M250-C20R Page 73, 01.01.1984

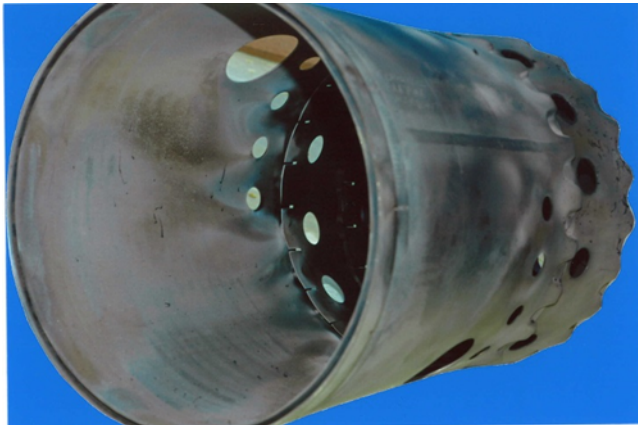
01) Outer Combustion Case P/N 23034114-A S/N 33286 (nach OM 72-40-00 Page 3-5 Item 1-11 sichtgeprüft):

Beide Verdichteraustrittsrohranschlüsse des äußeren Brennkammergehäuses wiesen Scheuerstellen auf (lt. MTU maßlich außer Limit). Zwei ca. 10 mm lange Risse im Luftverteiling innen wurden von MTU als Folgeschaden eingestuft.

02) Combustion Liner Assy P/N E23060429, S/N Lot #3052 nicht lesbar (nach OM 72-40-00 Page 5-7 Item 12-28 sichtgeprüft):

Bei dem inneren Brennkammergehäuse handelte es sich lt. MTU um ein FAA-PMA Nachbauteil. Der Brennkammerboden war verrußt und mit schwarzen Fäden bedeckt, wies aber keine schadenkausalen Mängel auf.

Abbildung 24 Inneres Brennkammergehäuse: Brennkammerboden mit Verrußung



Quelle: SUB

03) Fuel Nozzle P/N 23077068 S/N 1ZJ05470 (Sichtprüfung; keine Prüfspezifikation):

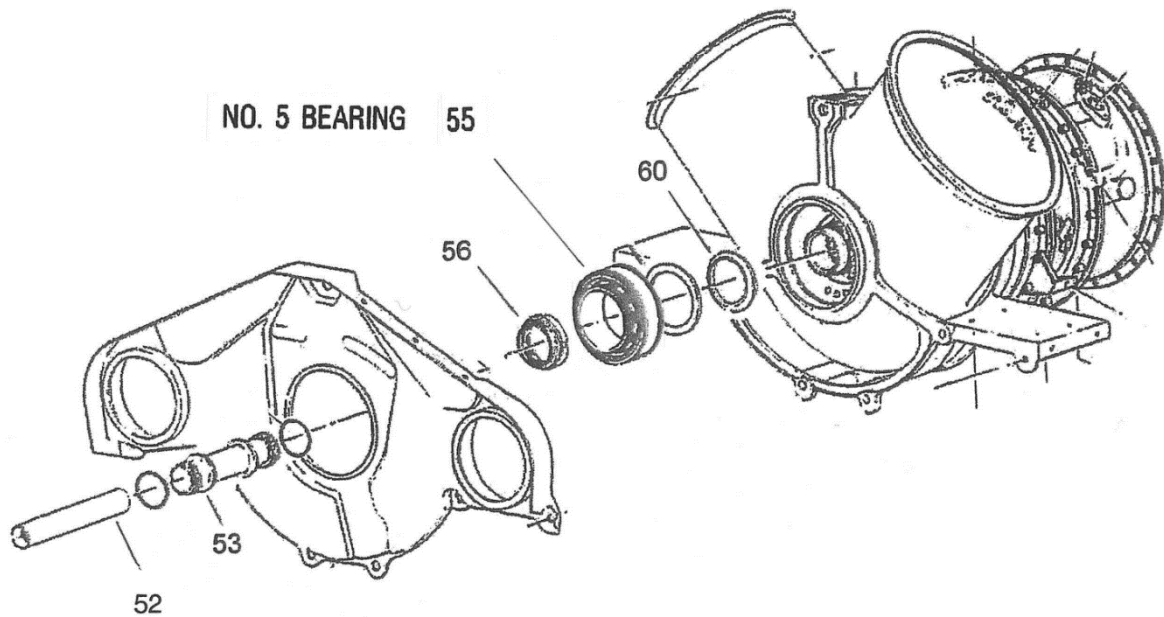
Die Kraftstoffdüse war mechanisch intakt. Der Düsenzustand war bis auf eine leichte Verrußung unauffällig. (vgl. Verrußung des inneren Brennkammergehäuses). Eine Funktionsprüfung (Sprühkegelmessung) wurde nicht vorgenommen.

#### **Befundung von Anbauteilen des Turbinenmoduls (GP & Power, External Parts)**

Bezeichnung der geprüften Bauteile (Abb.25):

| <b>Nr.</b> | <b>Bezeichnung</b>  | <b>P/N</b> | <b>S/N</b> | <b>Letzte Überholung</b> |
|------------|---------------------|------------|------------|--------------------------|
| 52         | Compressor Coupling | 6898977    | AE82681    | Neuteil                  |
| 53         | Shaft Coupling      | 6870832    | 41113      | Nicht angeliefert        |
| 55         | No. 5 Bearing       | 6871505    | MP084789   | Neuteil                  |
| 56         | Spanner Nut         | 60829641   | N/A        | Originalteil             |
| 60         | Mating Ring         | 6875491    | QL68891    | Neuteil                  |

Abbildung 25 Bauteile zur Verbindung der Gaserzeugerturbine und Arbeitsturbine: Schematische Darstellung mit Bezeichnung der geprüften Bauteile



Quelle: M250-C20R Series IPC, Rev. 01.07.2004

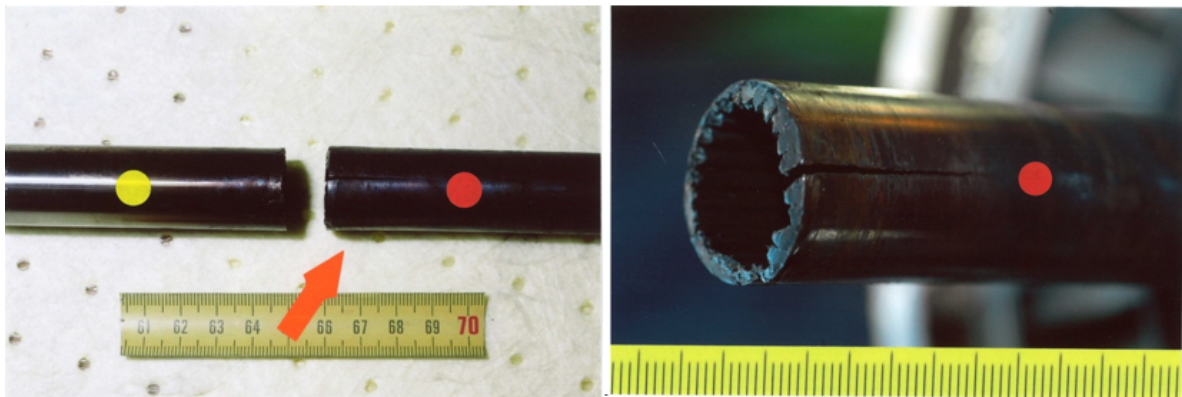
52) Compressor Coupling P/N 6898977 S/N AE82681 (nach OM 72-50-00 Page 349 Item 67-70A sichtgeprüft):

Die Gaserzeugerkupplung stellt die Verbindung von Gaserzeugerturbine und Verdichter dar.

Die Kupplung war zwischen Lager #5 und #6 abgerissen, war etwa zwei Drittel ihrer Länge thermisch massiv verfärbt und zeigte einen umlaufenden, glatten, nachträglich vollständig verhämmerten Gewaltbruch.

Das turbinenseitige Fragment zeigte außerdem mehrere Längsrisse (lt. MTU ein Folgeschaden; Abb.26).

Abbildung 26 Gaserzeugerkupplung: Umlaufender Gewaltbruch, turbinenseitiges Wellenfragment mit Längsrissen



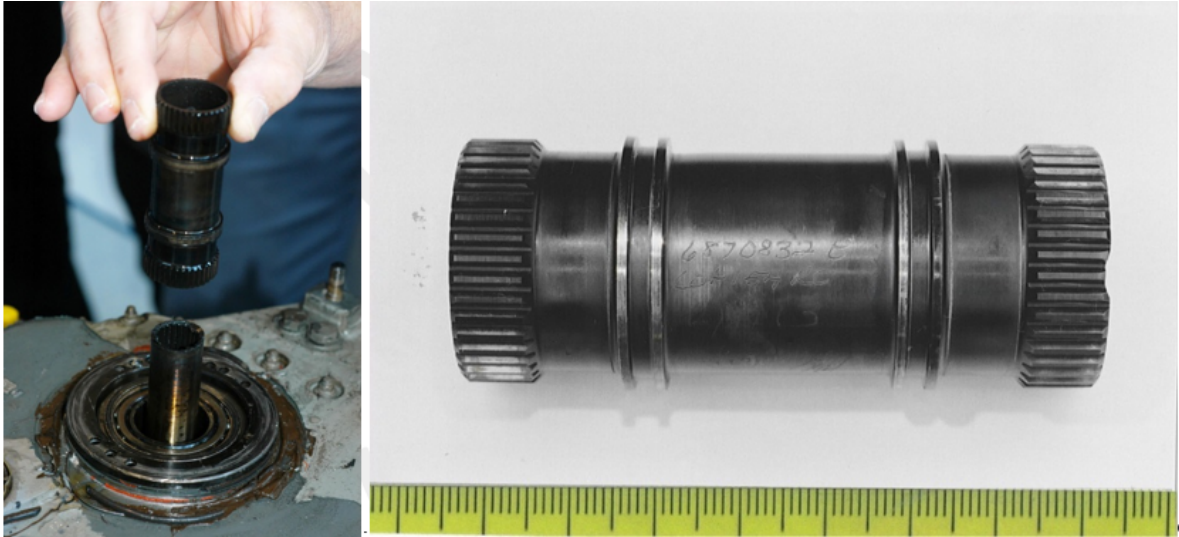
Quelle: SUB

53) Turbine to Pinion Gear Coupling (Shaft Coupling) P/N 6870832 S/N 41113 (nach OM 72-50-00 Page 348 Item 63-66 sichtgeprüft):

Die Arbeitsturbinkupplung stellt die Verbindung von Arbeitsturbine und Getriebe dar. Die Kraftübertragung erfolgt durch zwei Sternkeilwellen-Anschlüsse.

Beide Verzahnungen an den Wellenenden zeigten deutliche Eingriffsspuren. Die Sichtprüfung ergab Ausbrüche in der Verzahnung und Grate (lt. MTU ein Folgeschaden; Abb.). Die Rissprüfung mittels Magnetpulverinspektion (MPI) brachte keine Risse zur Anzeige.

Abbildung 27 Arbeitsturbinenkupplung: Einbauposition im Getriebe (mit abgerissener Gaserzeugerkupplung); Eingriffsspuren in der Verzahnung der Sternkeilwellen-Anschlüsse sowie Ausbrüche in der Verzahnung und Grate



Quelle: SUB

Die Arbeitsturbinenkupplung wurde im Zuge der letzten Überholung des Turbinenmoduls laut Freigabebescheinigung „EASA-Formular-1“ auf Kundenwunsch nicht revisioniert (siehe 1.6.3 Luftfahrzeug Instandhaltung).

Seitens MTU wird dieser Bauteil dem Turbinenmodul zugerechnet, der anlässlich der Überholung mit diesem hätte angeliefert werden müssen, andernfalls wäre dieser vom Instandhaltungsbetrieb durch ein Neuteil zu ersetzen. In den verfügbaren Aufzeichnungen über die Aufrechterhaltung der Lufttüchtigkeit des Hubschraubers waren keine Betriebszeiten der Arbeitsturbinenkupplung dokumentiert (TSI, TSO, TSN). Dem dazu befragten Betreiber B (Postholder Continuing Airworthiness) waren diese Umstände nicht bekannt gemacht worden.

55) No. 5 Bearing, nicht lesbar P/N 6871505 S/N MP084789 (nach OM 72-50-00 Page 324-328) wurde sichtgeprüft:

Abbildung 28 Das Lager #5, das sich am abgasseitigen Ende der Arbeitsturbine befindet, war in Fragmenten vorhanden (Abb. links: Innenring und Käfig von Lager #5).



Quelle: SUB

Der Lager-Sicherungsring war korrekt eingebaut (Druckstellen im richtigen Bereich erkennbar).

Soweit lichtoptisch prüfbar wiesen die Lauffläche des Innenrings und die Wälzkörper zwar mechanische Schäden in Form von Streifspuren auf, jedoch keine Abnutzungserscheinungen. Die Prüfung der Lauffläche des Lagerrings ergab das Vorhandensein von braunen Ölniederschlägen infolge Überhitzung und von Anstreichspuren von Metallteilen aus dem Zerstörungsablauf (lt. MTU ein Folgeschaden).

Der Außenring war in mehrere Teile gebrochen. An der Lauffläche des Außenrings waren weniger massiv ausgeprägte Schürfspuren und Fremdkörpereinwirkungen sichtbar als am Innenring. Die Bruchfläche des Außenrings gab Hinweise auf einen Gewaltbruch.

Die Mikroskopie einer typischen Lagerkugel ergab ausgeprägte Schäden und Schürfspuren zufolge Kontakt mit Metallteilen im Zuge der Lagerzerstörung.

Der Lagerkäfig wies deutliche Spuren von Materialabtragungen und Verquetschungen insbesondere an der Käfigaußenseite auf.



Hinweise auf schadenkausale Lagermängel ergaben sich keine. Eine vom Lager #5 ausgehende Spänewarnung (ENG CHIP) über die Magnetstopfen des Getriebes vor dem Triebwerksversagen war nicht dokumentiert.

Eine Prüfung der Lagerfragmente durch MTU ergab, dass es sich bei dem Lager nicht um ein FAA-PMA Nachbauteil handelte. Das FAA AD 96-19-01 (R1), 26.09.1996, vom 26.09.1996 traf sohin nicht zu (Auszug):

*„This action requires initial and repetitive visual inspections of all engine filters for metal particles resulting from premature wear of two bearings produced under Parts Manufacture Approval (PMA) by Superior Air Parts, Inc. [...]*

*Applicability: Allison Model 250[...]C20R/2, [...] turbine engines, with Superior Air Parts, Inc. Parts Manufacture Approval (PMA) bearings, Part Number (P/N) A6871505 [Anm.: No. 5 bearing] and P/N A23007152 [Anm.: No. 8 bearing], installed. [...]*“

Das Blockieren von Lager #5 hatte offensichtlich zum Herausreißen der Konstruktion rund um die Ölbalgendichtung und der Nabe aus dem Abgasgehäuse geführt.

Ein wahrscheinliches Versagensszenario wäre das Verkanten von Lager #5 mit Verklemmen der Wälzkörper und anschließender Beschädigung der Gesamtkonstruktion. Ein in diesem Lagerbereich vorhandenes Fragment eines Distanzringes zeigte ein umlaufendes, im normalen Bereich liegendes Kontaktbild.

Sowohl der obere als auch der untere Magnetstopfen des Getriebes (ENG CHIP) zeigten nach dem Unfall magnetischen Belag. Dies ist aus den unfallbedingten Zerstörungen im Bereich von Lager #5 erklärbar.

56) Spanner Nut P/N 6829641 S/N nil (nach OM 72-50-00 Page 348 Item 61-62 sichtgeprüft):

Mit der Nutmutter wird das Lager #5 auf der äußeren Arbeitsturbinenwelle verschraubt. Das distanzringseitige Tragbild entsprach dem umlaufenden Kontaktbild auf dem Distanzring zum Lager #5.

Die Mutter war teilweise verformt und hatte massive umlaufende mechanische Schäden (lt. MTU ein Folgeschaden).

60) Mating Ring P/N 6875491 S/N QL68891 (nach O/M 72-50-00 Page 345 Item 39-42 sichtgeprüft):

Der Dichtungslaufring zeigte an der Dichtfläche einen Grat und war teilweise verformt (lt. MTU ein Folgeschaden).

**Befundung Getriebemodul (nach OM 72-50-00 Page 251 sichtgeprüft)**

Alle fünf Stehbolzen der Verbindung des Turbinenmoduls mit dem Getriebemodul waren im Getriebedeckel vorhanden, jedoch ohne Gewindeinsätze („*Helicoil*“) ausgeführt. Alle Stehbolzen hatten Abdrücke in den Verbindungsbohrungen im Anschlussflansch des Abgasgehäuses bewirkt (Abb.) und wiesen über den Gewindeumfang gleichmäßig verhämmerte Gewindebereiche auf (lt. MTU ein Folgeschaden).

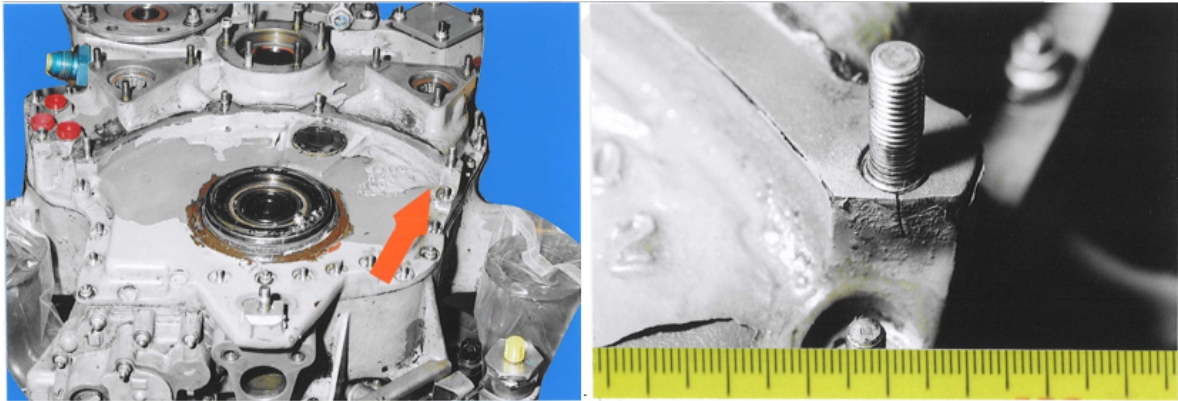
Abbildung 29 Getriebeseitiger Anschlussflansch des Abgasgehäuses: Verbindungsbohrungen in 4-Uhr- und in 8-Uhr-Position mit Abdrücken der Stehbolzen in den Bohrungen



Quelle: SUB

Der Stehbolzen in 8-Uhr-Position war lose. Der Sitz des Bolzens im Turbinenanschlussflansch des Getriebedeckels war angerissen und von der Risspitze ausgehend plastisch verformt (Abb.30).

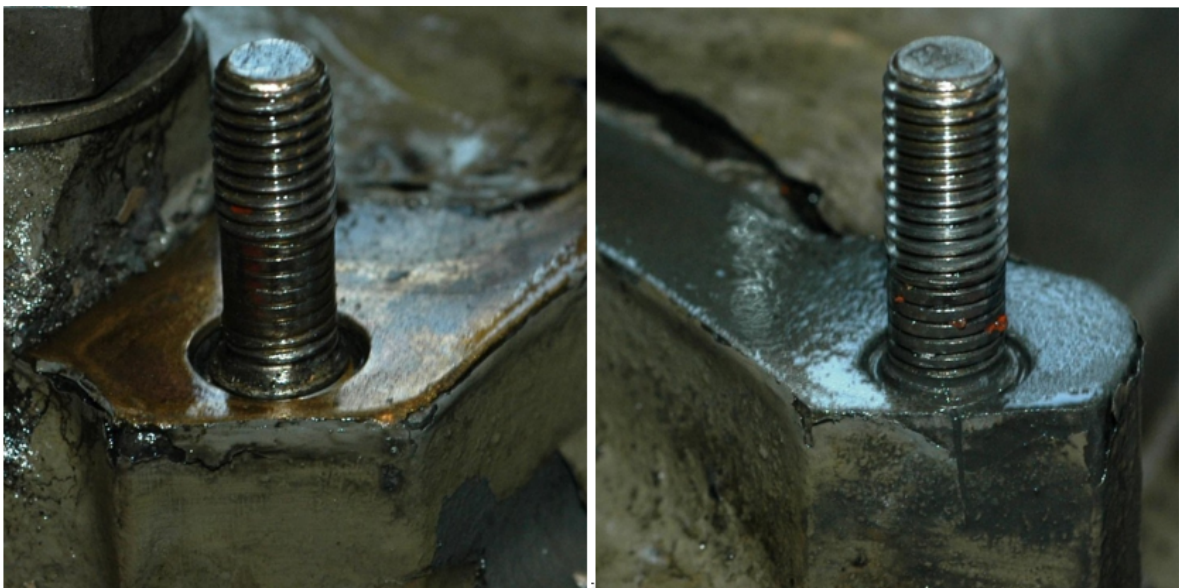
Abbildung 30 Turbinenanschlussflansch des Getriebedeckels: Zustand des Getriebedeckels mit den fünf Stehbolzen zur Verbindung des Turbinenmoduls mit dem Getriebe modul; loser Stehbolzen in 8-Uhr-Position mit Anriss im Sitz des Bolzens



Quelle: SUB

Der dem losen Bolzen gegenüberliegende Stehbolzen in 4-Uhr-Position saß ordnungsgemäß im Turbinenanschlussflansch des Getriebedeckels. Der Bolzensitz im Getriebedeckel war intakt (Abb.31).

Abbildung 31 Turbinenanschlussflansch des Getriebedeckels: Stehbolzen in 4-Uhr-Position und loser Stehbolzen in 8-Uhr-Position, jeweils mit über den Gewindeumfang gleichmäßig verhämmertem Gewindebereich



Quelle: SUB

Die Gewindeschäden an den Stehbolzen und das Losewerden des Bolzens in 8-Uhr-Position wurden von MTU als Folge von außen eingebrachter massiver Vibrationen bewertet.

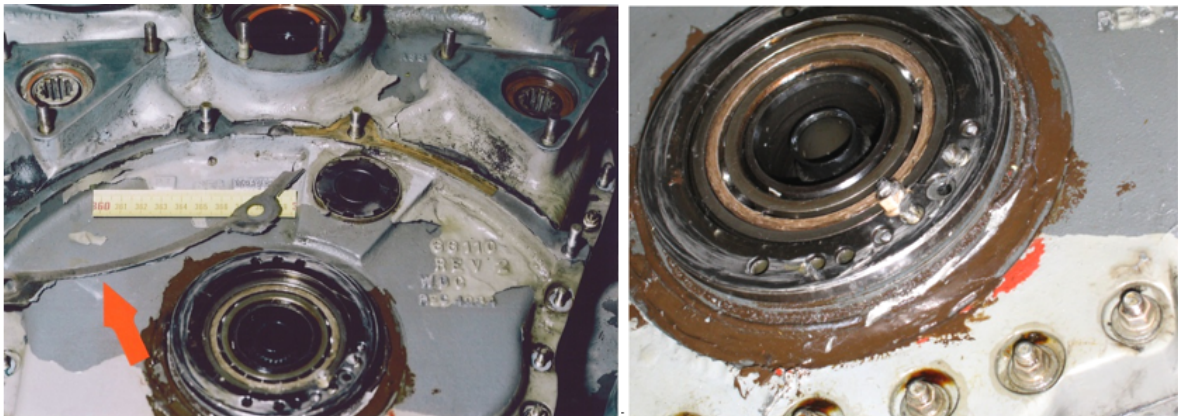
Eine Untersuchung des Anrisses im Turbinenanschlussflansch des Getriebedeckels wurde in Hinblick auf die Wiederverwertbarkeit des Bauteils durch den Betreiber A verworfen (ohne Zerstörung des Getriebedeckels nicht möglich).

An der Außenseite des Getriebedeckels war die Lackierung großflächig abgelöst.

Die Spritzschicht am Turbinenanschlussflansch, welche laut MTU für korrekte Einbaulage des Turbinenmoduls sorgt, hatte keine Haftung mit dem Grundmaterial (Abb.32).

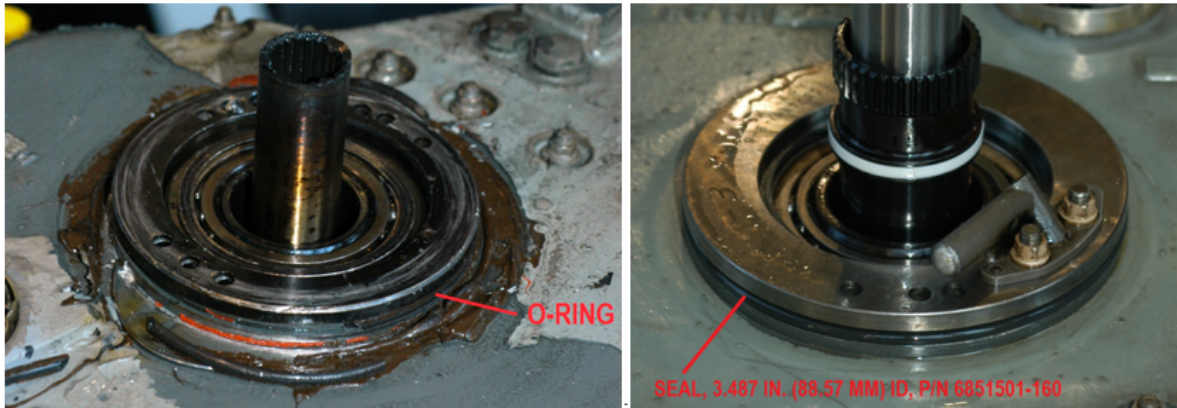
In der Instandhaltungsgeschichte des Hubschraubers fiel auf, dass das Turbinenmodul vom Getriebemodul nach Neuinstallation wegen Ölaustritt wieder getrennt und abgedichtet werden mussten. Der O-Ring zur Abdichtung der Lagerbüchse 3/4 (Pinion Bearing Cage) zum Getriebedeckel erschien MTU nicht spezifikationsgerecht. An der betreffenden Dichtstelle war eine Dichtmasse aufgebracht, welche eine oberflächlich gleichmäßige braune Färbung aufwies (Abb.32).

Abbildung 32 Getriebedeckel: Lackierung an der Außenseite großflächig abgelöst, Spritzschicht am Turbinenanschlussflansch ohne Haftung; Dichtstelle von Lagerbüchse 3/4 und Getriebedeckel mit aufgebrachtener Dichtmasse



Quelle: SUB

Abbildung 33 Getriebedeckel: Fragmente des O-Rings zur Abdichtung der Lagerbüchse 3/4 zum Getriebedeckel mit aufgebrachtener Dichtmasse; Vergleichsfoto mit Einbauposition von Dichtring (Seal) P/N 6851501-160



Quelle: SUB

Für die Ölundichtheit kamen verschiedene Ursachen in Betracht:

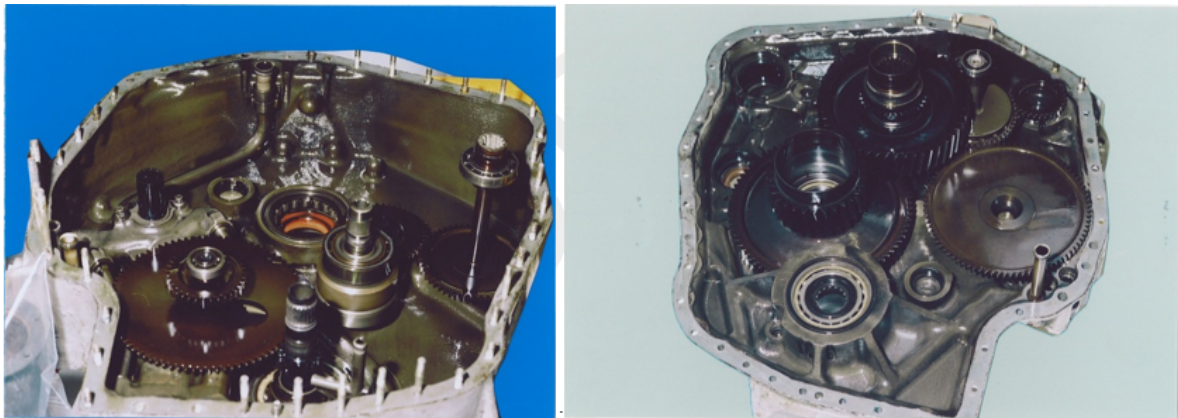
- Dimension des O-Rings zur Abdichtung der Lagerbüchse 3/4 zum Getriebedeckel;
- Anschlussflansch des Drehmomentmessers (Torquemeter) am Getriebedeckel (neben Lagerbüchse 3/4);
- Mikroporen im Getriebedeckel;
- Nicht korrekt fluchtende Bauteile beim Aufsetzen des Turbinenmoduls auf das Getriebemodul.
- Verschmutzungen an den Dichtflächen

Eine konkrete Ursachenzuordnung war nicht möglich.

Nach Demontage des Getriebedeckels wurden im Getriebegehäuse Ölverkokungen festgestellt. Die Innenseite des Getriebedeckels zeigte ebenfalls Ölverkokungen (Abb.).

Laut Auffassung von MTU deutet Ölverkokung im Getriebe auf hohe TOT bzw. hohe Öltemperatur über einen längeren Zeitraum hin.

Abbildung 34 Getriebe (nach Demontage des Getriebedeckels): Ölverkokungen im Getriebegehäuse; Innenseite des Getriebedeckels mit Ölverkokungen



Quelle: SUB

Weder die P/N noch die S/N des Getriebedeckels waren eindeutig identifizierbar (Power & Accessory Gearbox Cover Assy P/N 23035274 M oder N, S/N XX22257 nicht eindeutig lesbar).

Laut einer Stellungnahme von RR vom 13.12.2007 wurde der ursprünglich für das M250-C20B Triebwerk hergestellte Getriebedeckel, nach dem Umbau auf das M250-C20R Triebwerk weiterverwendet.

### **Prüfung Schaufelbruch Turbinenrad #3**

Die Bruchfläche der letzten Schaufel eines Schaufelpakets am Laufrad der Turbinenstufe #3 P/N 23065833 (Turbinenrad #3) wurde einer stereomikroskopischen Prüfung unterzogen.

Das hintere Schaufelende wies ein radial nach außen auslaufendes Horn auf. In diesem Bereich war die Bruchfläche glatt. Ab dort folgte sie etwa der zylindrischen Oberfläche des Laufrads mit ausgezackten Rändern und relativ glatten Schwingbruchformen.

An den Kanten der Bruchfläche waren V-Stufen erkennbar. Dieses Schadensbild verlief bis in den größten Querschnitt des Schaufelprofils hinein. Ab dieser Zone war eine grob zerklüftete, etwas nach vorne ansteigende Bruchfläche erkennbar. Diese als Restbruchfläche agnoszierte Zone stieg ca. 3 MM aus der ursprünglichen Bruchebene heraus.

An den Bruchkanten, sowohl im Gewaltbruchbereich als auch im Schwingbruchbereich, waren keine Spuren äußerer mechanischer Wirkungen als Schadenursache erkennbar.

Am zweiten bis vierten Schaufelpaket waren stereomikroskopisch jeweils an der letzten Schaufel Anrisse an der Profilhinterkante erkennbar. Die Ausbildung dieser Anrisse ähnelte jenem der Schaufelbruchfläche.

An der letzten Schaufel des fünften Schaufelpakets waren stereomikroskopisch keinerlei Anrisse nachweisbar.

### **Fraktographie Turbinenrad #3**

Am 06.02.2007 wurde MTU mit der Durchführung metallurgischer Untersuchungen am Turbinenrad #3 P/N 23065833 S/N X536443 beauftragt.

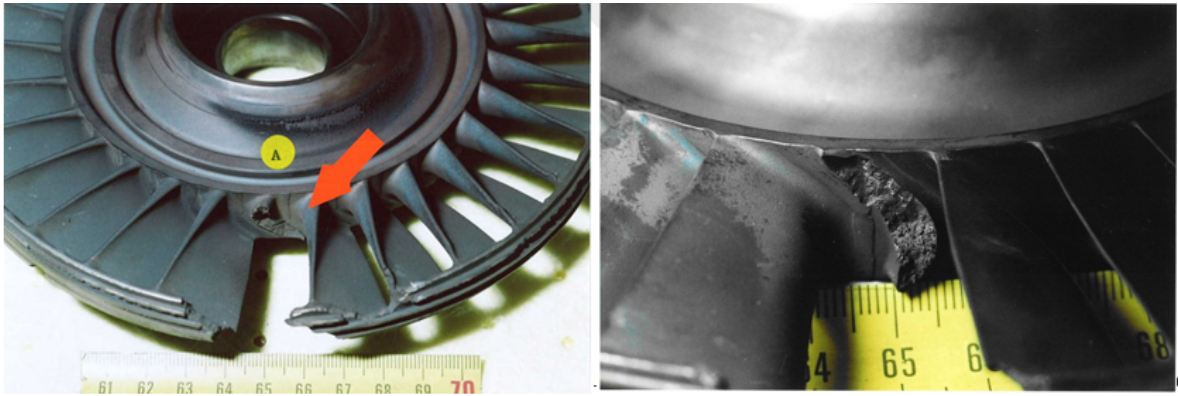
Das Ergebnis der fraktographischen Untersuchung wurde mit einem technischen Bericht vom 01.03.2007 präsentiert und am 22.05.2007 hinsichtlich der EDX-Analyse von zwei Metallfragmenten, die lose im Triebwerk aufgefunden wurden, ergänzt.

Zusätzlich wurden vom beigezogenen Sachverständigen REM-Untersuchungen am Turbinenrad #3 in Auftrag gegeben.

Das Turbinenrad #3 P/N 23065833 besteht aus 5 Schaufelpaketen (A bis E) zu je 6 Schaufeln. Das Schaufeldeckband (Shroud) ist fünfmal schräg geschlitzt und gegenseitig verklammert.

Die letzte Schaufel (Endschaufel) von Schaufelpaket A war an der Wurzel gebrochen (Schaufelbruch A). Die gebrochene Schaufel und ein Stück des Deckbandes fehlten (Abb.35).

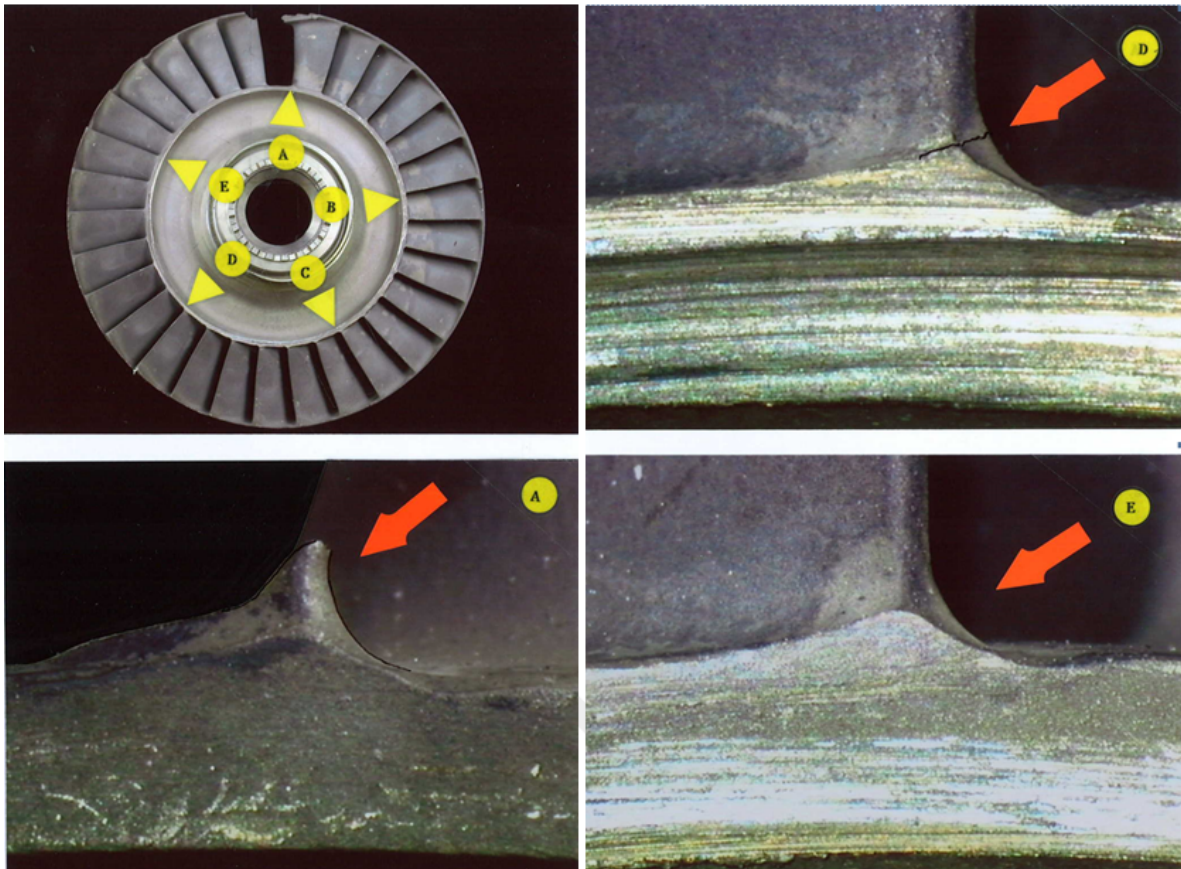
Abbildung 35 Turbinenrad #3: Bruch der Endschaufel von Schaufelpaket A (Schaufelbruch A)



Quelle: MTU

Drei weitere Endschaufeln der Schaufelpakete B, C und D wiesen Anrisse an der Profilhinterkante auf (Abb.36). Die Endschaufel E war unbeschädigt (Abb.36).

Abbildung 36 Turbinenrad #3 Gesamtansicht der Abströmseite der Schaufelpakete A bis E

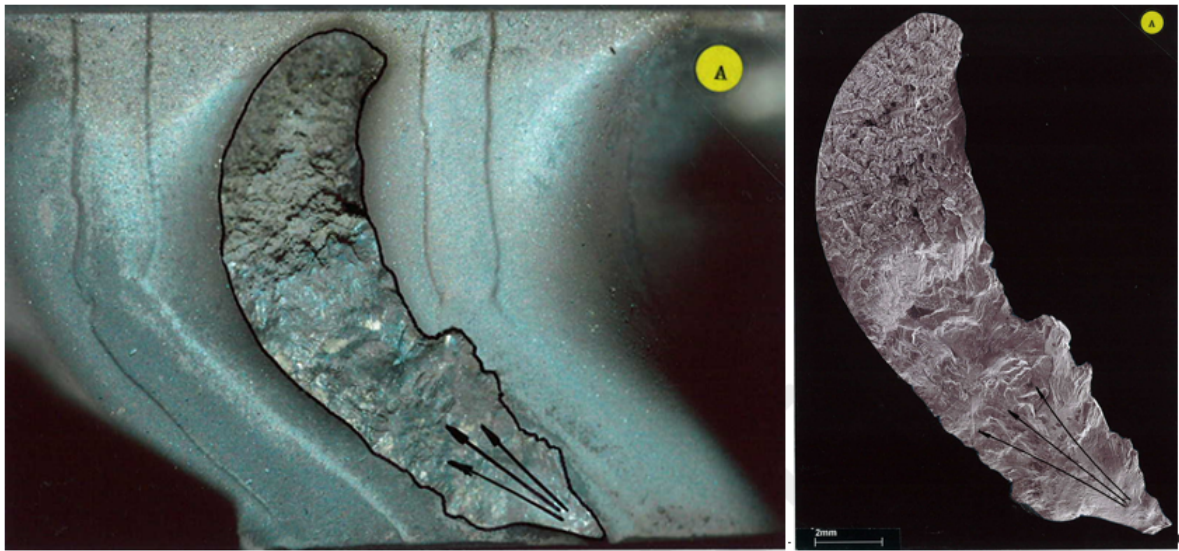


Quelle: MTU



Makroskopisch zeigte der Schaufelbruch von Schaufelpaket A die Merkmale eines Schwinganrisses an der Profilhinterkante (Gasstrom-Abströmseite) mit einem Restgewaltbruch im Profilverderteil (Abb.). Die elektronenoptische (REM) Bruchflächenanalyse ergab Hinweise auf einen Rissbeginn an der Profilhinterkante (Abströmseite) von Endschaufel A im Bereich des Schaufelfußes und Schwingrissfortschritt über ca. 60 % der Profiltiefe in Richtung Anströmseite (Abb.37). In der Anrisszone waren keine Werkstoff-Struktur­mängel als Schadenursache manifest. Ebenso waren keine Hinweise auf äußere mechanische Einflüsse (Beschädigungen) erkennbar.

Abbildung 37 Schaufelbruch A: Makroskopische Darstellung (linkes Bild) elektronenoptische Darstellung (rechtes Bild)

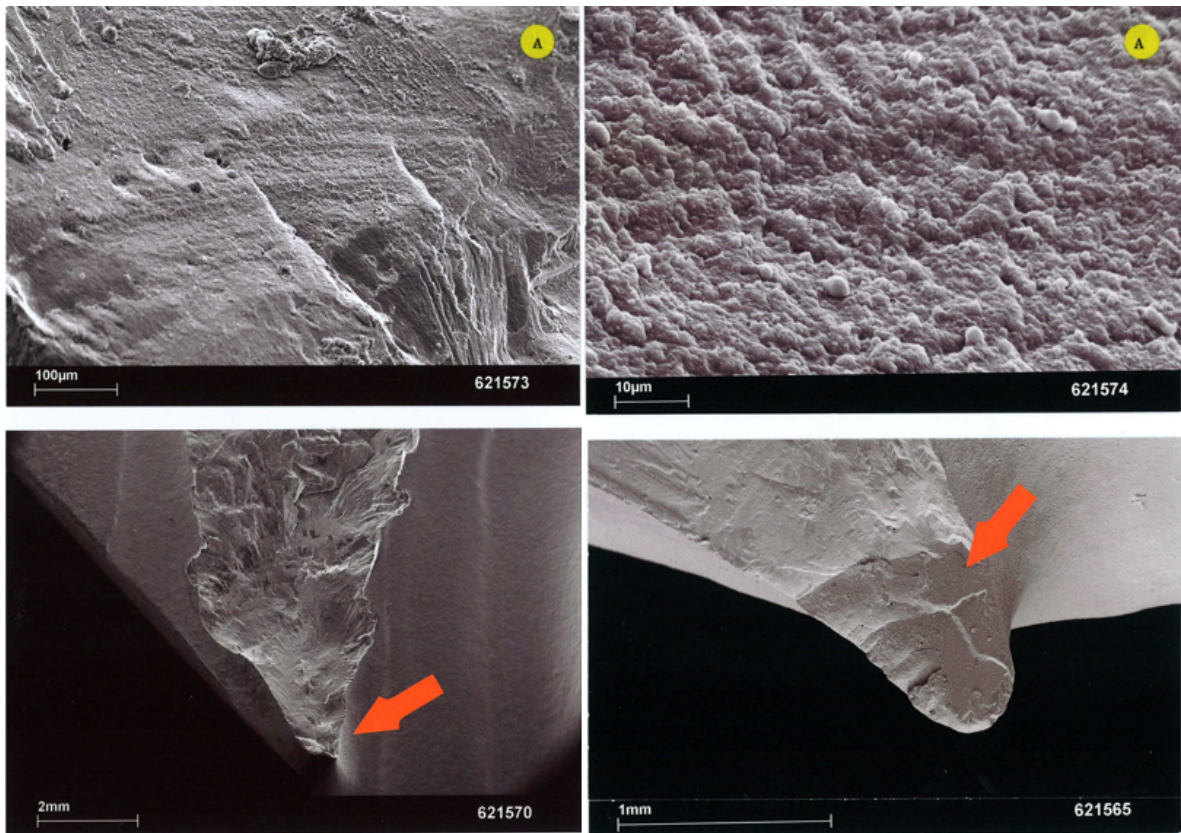


Quellen: MTU, REM Klingele

Der Anfangsbereich des Schwingbruchs A zeigte die für Nickelbasislegierungen typische spaltflächenartige Form (Stadium I) mit einer 45°-Neigung der Trennfläche vis-à-vis der Bauteiloberfläche (Abb.38).

Die Oberfläche des Schwinganrisses A war mit relativ groben gewachsenen Oxiden bedeckt. Dies ließ auf eine Aussetzungszeit vis-à-vis dem Heißgasstrom schließen. Auf den ebenen kristallographischen Anrissflächen waren kaum Schwingstreifen nachweisbar (Abb.38).

Abbildung 38 Schaufelbruch A: Anfangsbereich des Schwingbruchs (Pfeil im Bild links unten) mit spaltflächenartiger Form und mit 45° geneigter Trennfläche

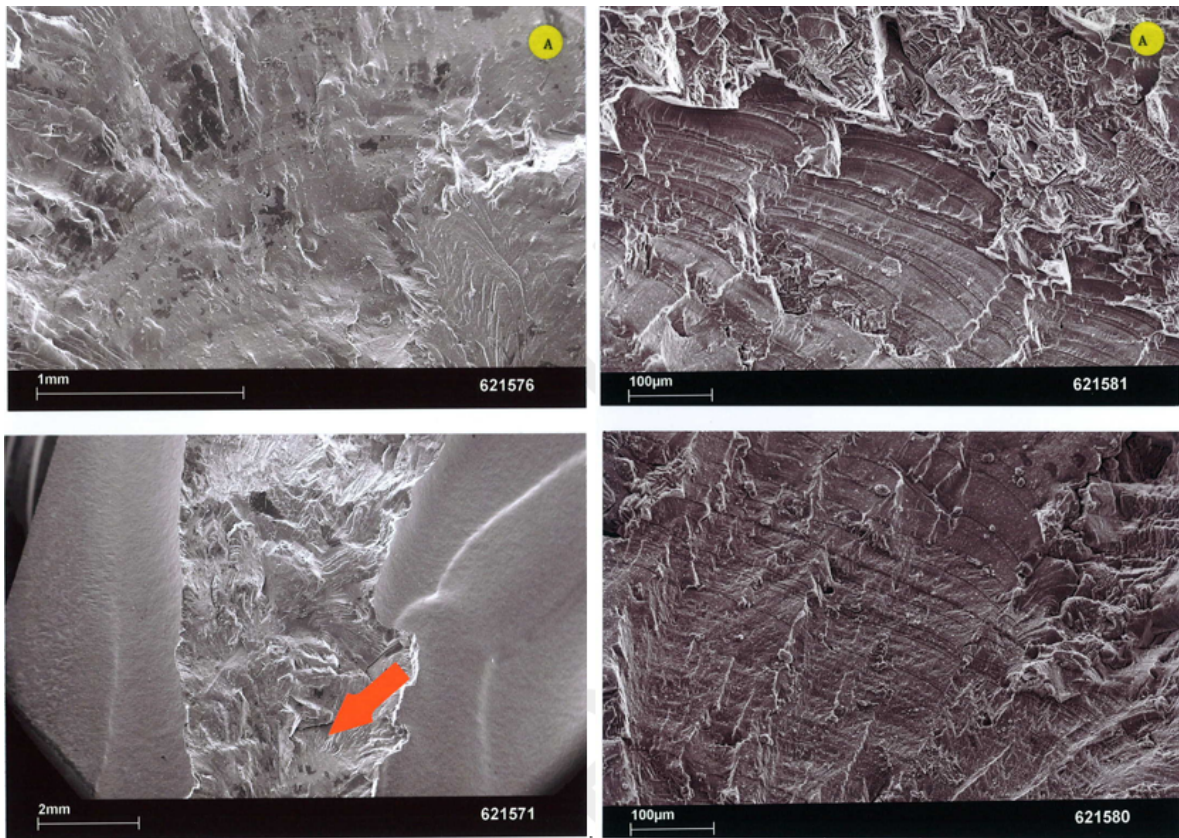


Quellen: MTU, REM Klingele

Der weitere Bruchfortschritt A verlief in Bahnen, die gegeneinander gekippt und versetzt waren. Dieser Bereich war durch Schwinglinienbänder unterschiedlicher Ausbildung gekennzeichnet (Abb.39).

Im Bereich des schnelleren Bruchfortschritts von A bis zum Übergang zum Gewaltbruch finden sich breite Bereiche mit durchgehenden duktilen Schwingstreifen (Abb.39).

Abbildung 39 Schaufelbruch A: Weiterer Bruchfortschritt



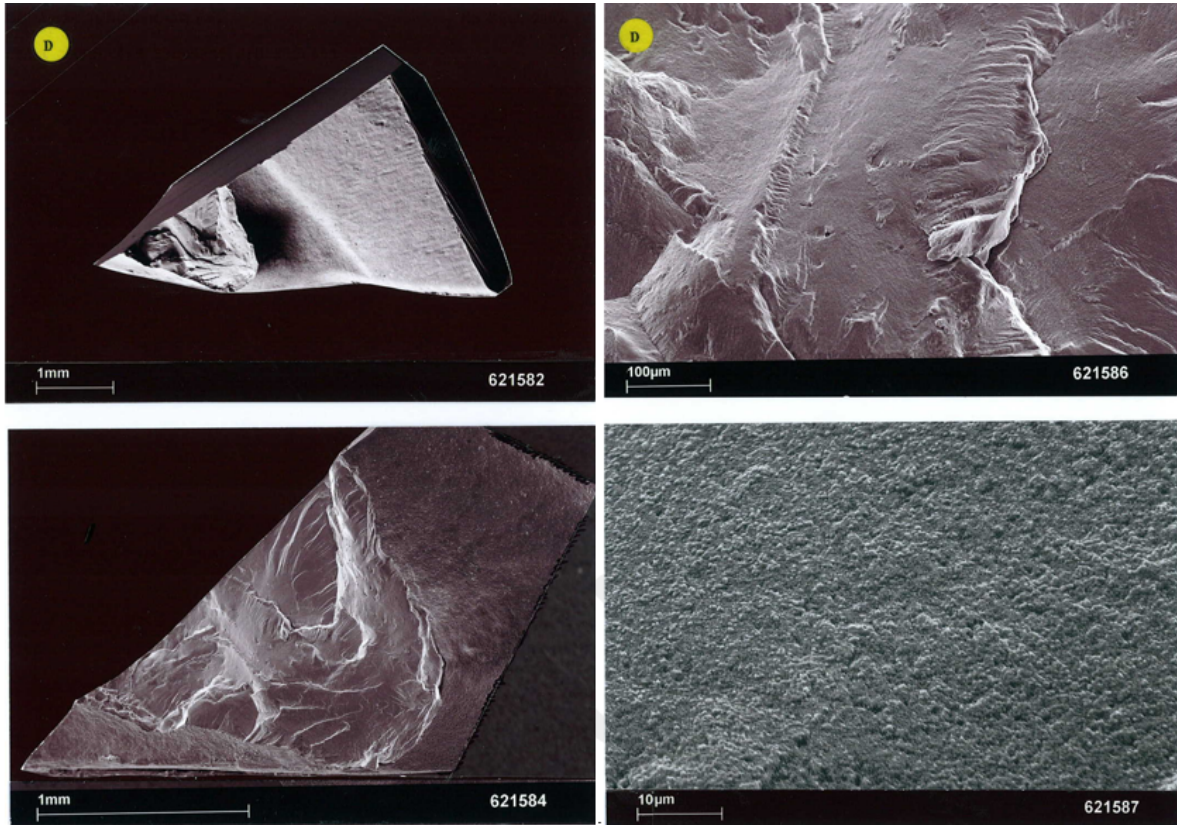
Quellen: MTU, REM Klingele

Etwa 40 % des Schaufelquerschnitts A waren von dem Restgewaltbruch gekennzeichnet. Der Restgewaltbruch im Profilvorderteil der Schaufel zeigte kaum Sekundärschäden.

Zur Analyse der Anrisse an den Hinterkanten der Endschaufeln der Schaufelpakete B, C und D wurde der Schadenbereich aus dem Schaufelpaket D herausgeschnitten und beispielhaft analysiert (Schaufelanriss D).

Die Bruchfläche D tauchte im Anrissbereich unter  $45^\circ$  unter die „Plattform“ des Schaufelfußes ein. Sie zeigte eine kleine, dem Anrissstadium I entsprechende Nase, deren Ausbildung dem Bruchgeschehen von Endschaufel A entsprach (Abb.40).

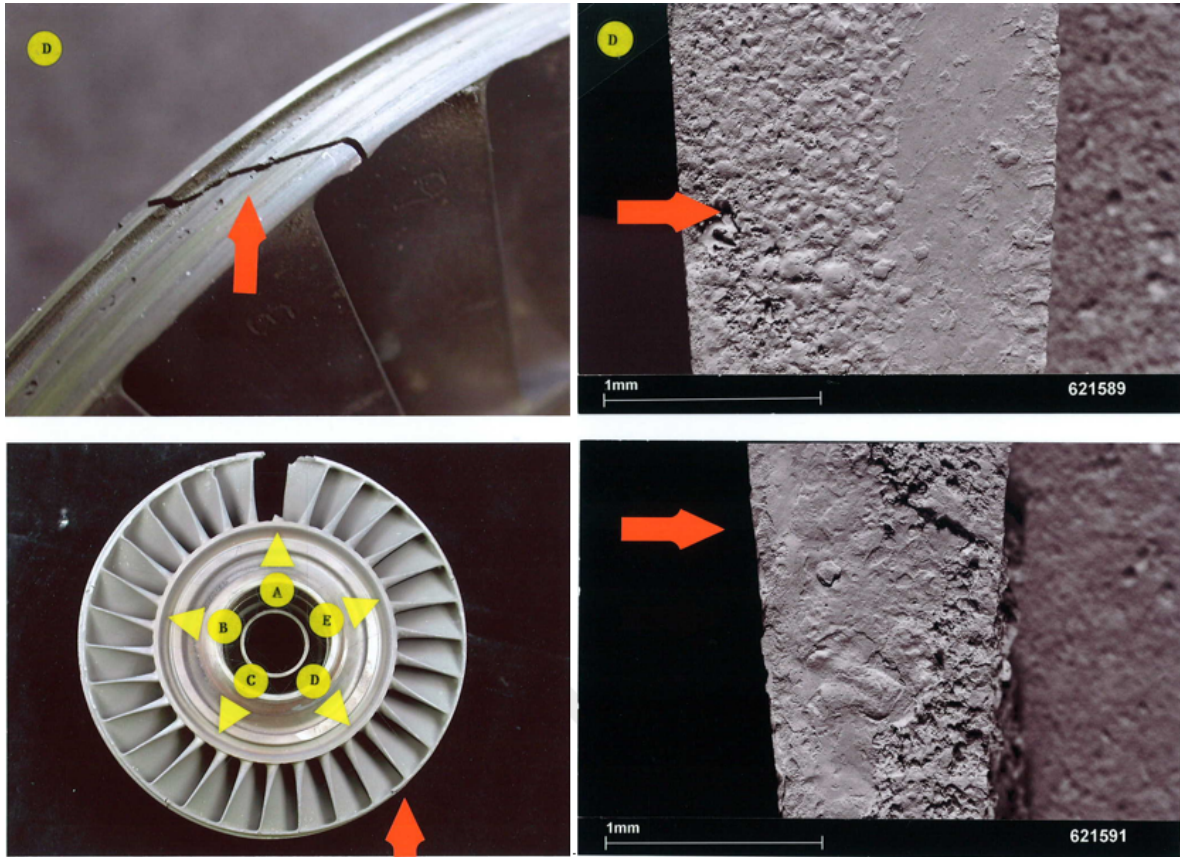
Abbildung 40 Schaufelanriss D: Bruchfläche taucht im Anrissbereich unter 45° unter die "Plattform" des Schaufelfußes ein (Bilder links); kleine dem Anrissstadium I entsprechende Nase analog Schaufelbruch A (Bilder rechts)



Quellen: MTU, REM Klingele

Die Kontaktfläche des Deckbandes beim Schaufelkopf von Endschaufel D zeigte Glättungen und Verhämmerungen zufolge radialer und axialer Relativbewegungen. Angesichts der schweren Anstreifschäden am Schaufeldeckband von Schaufelpaket D erschienen die vorgefundenen Schäden in der Kontaktzone geringfügig (Abb.41).

Abbildung 41 Schaufelkopf von Endschaufel D



Quellen: MTU, REM Klingele

Die von MTU vorgenommene EDX-Analyse (Energiedispersive Röntgenspektroskopie) des Grundwerkstoffs von zwei Metallfragmenten, die lose im Triebwerk aufgefunden wurden, ergaben das Vorhandensein einer Nickelbasis-Superlegierung (Gusswerkstoff) mit nominell ca. 13 % Cr-Anteil, sohin IN-713 nach ASME (American Society of Mechanical Engineers).

Da die beiden Fundstücke aus dem gleichen Werkstoff wie das Turbinenrad #3 waren, kann daher mit hoher Wahrscheinlichkeit angenommen werden, dass es sich um Bruchstücke der abgerissenen Schaufel des Turbinenrads #3 handelte.

### FOLGERUNGEN TURBINENRAD 3

Das Schwingrissgeschehen an allen geprüften Schaufelfraktionen wurde von MTU als hochfrequenter Schwingbruch (High-Cycle-Fatigue) eingestuft.

Laut Stellungnahme von RR vom 06.05.2008 war nicht zu erwarten, dass der Schadenmechanismus, der den Schaufelbruch an Turbinenrädern #3 verursacht hatte, mittels Schwingungsmessungen oder anderen Kontrollverfahren vor dem Schaufelbruch feststellbar gewesen wäre (Auszug):

*„As a general comment, it should be noted that the nature of the fracture mechanism which caused the turbine blade loss (and subsequent power reduction) would not be expected to be detectable by vibration scanning or by other inspections prior to blade failure. The signature of a turbine blade with a progressing crack does not typically translate with any measurable signal to the location at the vibration pickup used for the check. Additionally, a high cycle fatigue crack can progress relatively quickly once it initiates such that it may not have existed at the time of the subject engine overhaul. A crack such as this would most often occur after known or unknown operation within a speed avoidance zone.*

1.) *Is the vibration check mandatory at all the above mentioned jobs [Anm.: Instandhaltungen nach dem erstmaligen Einbau der überholten Turbine]*

*Rolls-Royce does not mandate a vibration check during the mentioned maintenance events. Per page 701 of Section 72-00-00 from the M250-C20R Overhaul Manual {Publication # GTP 5232-3}, individual repair or overhaul of a major unit does not require a slave test (with vibration measurement) as long as:*

- 1) The unit conforms to all of the current Overhaul Manual processes, procedures, and inspection requirements.*
- 2) The unit has incorporated all of the applicable Distributor Information Letters and Commercial Service letters.*
- 3) The unit is “check run” in accordance with the M250-C20R Operation and Maintenance Manual when the unit is matched to the engine and airframe.*

*The decision to test run (and subsequently check vibration) a turbine after overhaul is left to the operator and maintenance facility.*

2.) *How must the vibration check be done? Is it mandatory to make measurements and to fill out the vibration recording sheet (72-00-00 Figure 502)?*

*The vibration monitoring procedure beginning on page 503 of section 72-00-00 in the M250-C20R Operation and Maintenance Manual is the recommended practice for obtaining valuable engine vibration data on a regular basis. The vibration monitoring program is not mandatory, but recommended by Rolls-Royce to aid in preventative maintenance.*

3.) *If the Vibration check would have been done, would then one have found the beginning crack and so the accident would not happen?*

*The vibration check would not have been expected to have revealed a turbine blade crack prior to failure and engine power loss. Experience has shown that a propagating crack in a turbine blade does not translate to a measurable signal at the location of the vibration pickup used for the referenced check. Thus, completion of either the engine test run procedures in the Overhaul Manual or the regular vibration monitoring procedures in the Operation and Maintenance Manual would not have exposed a problem in the turbine wheel prior to the inflight power loss. Rather, the subject vibration check is meant to diagnose possible causes of premature engine removal for subsequent maintenance action.“*

Die Ausbildung der schrägen Anrisse nicht nur im Bereich der Schaufelhinterkante sondern auch im gesamten abströmseitigen Profilbereich wurden von MTU als Hinweis auf sog. „Tellerschwingungen“ („0 Nodal Diameter Mode“ vulgo „Umbrella Mode“), d.h. Schwingungen des gesamten Schaufelkranzes in Axialrichtung gedeutet.

### **1.16.3 Instandhaltungs- und Lufttüchtigkeitsanweisungen**

Insgesamt betrafen 7 Lufttüchtigkeitsanweisungen (AD, LTA), technische Mitteilungen von ALLISON bzw. RR (CEB), Rundschreiben bzw. Schulungsdokumente Schwingungsprobleme bzw. Schaufelbrüche bei Laufrädern mit geschlitzten Deckbändern der Turbinenstufe #3 von ALLISON 250 Serie II Triebwerken:

- FAA AD 83-03-02 (R1) 28.02.1984 (Auszug; siehe auch Anhang A):

*„Applies to all Model 250-C20, -C20B, -C20C (T63-A720), -C20F, -B17, -B17B, -B17C, and -B17D engines equipped with the following slotted third stage turbine wheels: Part No. 8887113, 8888833, 8898883, 8898551, 8898587, 8898733, 8898743, 8898753, 8898783, 8898823, 6899384, 8899408, 8899415, 8899418, 8899417, 8899418, 8899419, 8898783 [Anm.: Full / Crimped-full / Center / Crimped-center Slot Shroud]*

*Accomplish the following to prevent possible engine power loss resulting from partial blade and/or shroud separation of slotted third stage turbine wheels: [...]*

*Remove from service and replace affected turbine wheels per the accomplishment instructions provided in Allison Commercial Engine Alert Bulletin CEB-A-1174/1148, Revision 3 dated January 28, 1984 [...]*“

- ALLISON Alert CEB A-1174 (R6) 01.08.1989 “ENGINE, TURBINE ASSEMBLY, THIRD STAGE WHEEL, REPLACE” (Auszug; siehe auch Anhang B):

*„All model 250-C20, C20B, C20F, B17, B17B, B17C, B17D and B17E turbine assemblies are affected as follows: [...]*

*Engine N2 Operating Speed and N1 Ground Operation and Speed Restrictions  
Service history has revealed that all slotted third stage turbine wheels, whether full or center slot, crimped or uncrimped can be affected by operation in certain N2 RPM ranges. Several third stage turbine wheel blade separations have been attributed to operation in these ranges.*

*The following third stage turbine wheels are affected:*

*Part No. 6887113, 6888633, 6896863, 6898551, 6898567, 6898733, 6898743, 6898753, 6898763, 6898823, 6899364, 6899406, 6899415, 6899416, 6899417, 6899418, 6899419 [Anm.: Full / Crimped-full / Center / Crimped-center Slot Shroud]*

*Until the above wheels are replaced with a solid shroud wheel, it is mandatory that engines with full or center slot, crimped or uncrimped third stage wheels not be operated between 90 % and 98 % N2 (including autorotation and flight idle) except during transients, while maintaining safe flight practices. [...]*

- H+S AVIATION LTD TEAM SEMINAR 250, 16.-18.03.1997 (Auszug):

***„FIELD PROBLEM SOLUTION STATUS***

***SERIES II***

*[...]*

***C20R 3RD STAGE WHEEL SHROUD CRACKS***

- *SUCCESSFUL FIELD EVALUATION OF A SLOTTED SHROUD (PACKET) CONFIGURATION NEARLY COMPLETE*
  - *POTENTIAL STILL EXISTS FOR RESPONSIVE VIBRATORY MODES IN TRANSIENT OPERATING RANGE*
  - *SLIGHT MODIFICATION IN PACKET SIZE BEING PLANNED BEFORE FULL RELEASE*
- [...]*

***SERIES II 3RD STAGE TURBINE WHEEL HCF CRACK ELIMINATION***

*PROPOSED RELEASE – P/N 23065833, FIVE PACKETS, SIX BLADES EACH [...]*

- ROLLS-ROYCE (RR) CEB-1387 19.02.2003 “ENGINE, TURBINE ASSEMBLY, REMOVAL OF THIRD-STAGE TURBINE WHEELS (23065833) FROM 250-C20W ENGINES” (Auszug; siehe auch Anhang C):

*„It has been discovered that some installations using the 250-C20W engine operate at a speed and power that could excite resonance in the third-stage turbine wheels (23065833). [...]*



*This commercial engine bulletin mandates the removal of all of the third-stage turbine wheels (23065833) In Model 250-020W engines and releases the old part number third-stage turbine wheel (23001967) for service use. [...]*

- RR Bookfax 03AMC022 29.07.2003:

*„This Bookfax is to advise recipients that Rolls-Royce is currently investigating the failure of a 23065818 3<sup>rd</sup> stage turbine wheel. This is the first known failure of the enhanced power turbine configuration 3<sup>rd</sup> stage turbine wheel. [...]*

- RR Alert CEB A-1400 22.12.2006 (M250-C20R Series CEB A-72-4095) “ENGINE, TURBINE ASSEMBLY, STEADY-STATE OPERATION AVOIDANCE RANGE LIMIT” (Auszug; siehe auch Anhang D1):

*„All Rolls-Royce Model 250-020, -C20R, -B17 and -B17F Series engines are affected by this Commercial Engine Bulletin (CEB). [...]*

*Rolls-Royce has revised the Speed Limit Tables for all Series II engines. The new tables are revised to include the Speed Avoid Range. These revised limits result from recent third-stage turbine wheel investigations. [...]*

*Operators are now required to avoid steady state operation in the speed avoid ranges as specified by engine type in the following wording and attached charts. Transition through the speed range is to be accomplished as expediently as possible. [...]*

*In the event that a turbine is operated in excess of 60 seconds in the speed avoid range in any one event [Anm.: transient N2 speed incursion events into the range between 24,967 RPM (75 % for the Series II) and 29,296 RPM (88 % for the Series II)], the turbine unit must be removed from service. The third-stage turbine wheel (slotted design P/N's 23065833 and 23065818) must be scrapped, and a serviceable replacement installed before that turbine unit may be re-installed in an aircraft. [...]*

- MTU AERO ENGINES Alert Service Information ASI 120 020, 26.01.2007 (Grundlage M250-C20 Series Alert CEB A-1400), „TRIEBWERK, TURBINE, GRENZWERTE FÜR DEN IM STATIONÄREN BETRIEB ZU VERMEIDENDEN DREHZAHLBEREICH“ (Auszug):

*„Alle Triebwerke der Baureihe 250-C20 sind betroffen. [...]*

*Rolls-Royce hat für alle Serie II-Triebwerke (siehe CSL-1105) die Drehzahlgrenzwerttabellen überarbeitet. Die neuen Tabellen enthalten einen Drehzahlbereich, der zu vermeiden ist. Die Änderungen waren aufgrund der*

*Ergebnisse der jüngsten Untersuchungen an Turbinenlaufrädern der Stufe 3 erforderlich geworden. [...]*

*Die Halter sind aufgefordert, den stationären Betrieb in den Drehzahlbereichen, die im folgenden baumusterbezogen genannt sind, zu vermeiden (siehe Diagramm). Die betreffenden Drehzahlbereiche sind so rasch wie möglich zu durchfahren. [...]*

*Wird eine Turbine bei einem solchen Vorfall durchgehend länger als 60 Sekunden in dem zu vermeidenden Drehzahlbereich betrieben [Anm.: Vorfälle, bei denen die N2-Drehzahl im Bereich zwischen 24.967 1/min (75 % für die Serie II) und 29.296 1/min (88 % für die Serie II)], muss sie aus dem Einsatz genommen werden. Das Laufrad Stufe 3 (geschlitzte Ausführung, Tkz 23065833 und 23065818) muss verschrottet werden. Die Turbine darf nur mit einem einsatzfähigen Ersatz für das verschrottete Laufrad wieder eingebaut werden. [...]"*

Aus diesen Dokumenten war laut einer Stellungnahme von RR vom 01.02.2007 ableitbar, dass im angegebenen Zeitraum zumindest 5 Fälle von Schaufelbrüchen an Laufrädern der Turbinenstufe #3 in ALLISON 250 Serie II Triebwerken bekannt geworden waren.

In allen Fällen mit einer Ausnahme hatte der Schaden Laufräder der P/N 23065833 betroffen. Die angesprochene Ausnahme hatte die Laufradausführung P/N 23065818 betroffen.

In einen Vorfall war die Turbine eines Triebwerks vom Typ M250-C20R involviert, alle übrigen Turbinen betrafen Triebwerke vom Typ M250-C20B. In jedem Fall trat der Schaden nach Überholung des Turbinenmoduls auf. Die Betriebszeiten lagen zwischen TSO 373 Stunden und TSO 1755 Stunden.

Von RR wurden umfangreiche Untersuchungen und Tests durchgeführt, um die Schadenursache(n) zu klären. Diese ergaben, dass der Betrieb der Arbeitsturbine mit den o.a. kritischen Laufrädern im stationären Betrieb im N2-Drehzahlbereich zwischen 75 % und 88 % abhängig von der Triebwerksleistung (P/N 23065818) bzw. zwischen 87 % und 95 % für die betroffenen Hubschraubermuster (P/N 23065833) zu Resonanzerscheinungen führen könnte, die als Schadenursache führen konnte.

Wurde ein Turbinenrad #3 P/N 23065833 im ALLISON 250 Serie II Triebwerk länger als 60 Sekunden ohne Unterbrechung im angegebenen kritischen Drehzahlbereich betrieben, musste es wegen Bruchgefahr ausgetauscht werden.

- M250-C20R Series Alert CEB A-72-4095 (R2) 13.10.2008 “ENGINE, TURBINE ASSEMBLY, STEADY-STATE OPERATION AVOIDANCE RANGE LIMIT” (Auszug; siehe auch Anhang D2):

*„1. PLANNING INFORMATION*

*A. Effectivity*

*(1) Engines*

*All Rolls-Royce Model 250-020, -C20R, -B17 and -B17F Series engines are affected by this Commercial Engine Bulletin (CEB).*

*(2) [...]*

*B. Reason*

*This CEB is being revised to clarify and communicate the required engine N2 speed avoidance range for all Model 250 Series II engines. The required engine N2 speed avoidance range is dependent upon the part number of the 3<sup>rd</sup>-stage turbine wheel in service and the OEM application in which the engine is installed. Of the three different designs of 3<sup>rd</sup>-stage turbine wheel in service, this CEB specifically addresses the action by part number of the two affected wheels and the OEM applications where relevant. Part numbers of the three 3<sup>rd</sup>-stage turbine wheels in service and the OEM applications affected are as follows:*

*(1) Enhanced Power Turbine Fitted with P/N 23065818 3<sup>rd</sup>-stage Turbine Wheel.*

*[...]*

*(2) Non-Enhanced Power Turbine Fitted with P/N 23065833 3<sup>rd</sup>-stage Turbine Wheel.*

*For normal operation, the OEM applications affected are those with a cruise power rating of 350 SHP or above: Agusta A109 (all models), Soloy B206L/R [Anm.: Umbau von Bell 206L auf M250-C20R] and Eurocopter BO105 (all models). [...] P/N 23065833 wheel is no longer manufactured and so alternative options for replacement of the wheel at next turbine overhaul are discussed in paragraph 2.C.(1)(d).*

*(3) Non-Enhanced Power Turbine Fitted with P/N 23001967 3<sup>rd</sup>-stage Turbine Wheel.*

*No N2 speed avoidance range is required for any OEM application. P/N 23001967 wheel is not affected by this CEB and is mentioned only for completeness,*

*C. Description*

*This CEB requires Operators to avoid engine N2 steady-state operation in the speed avoidance range as specified by 3<sup>rd</sup>-stage turbine wheel part number in the following wording and charts. Transition through the speed range is to be accomplished as expediently as possible.*

*[...]*

## **2. ACCOMPLISHMENT INSTRUCTIONS**

**A. [...]**

**C. Action B - Non-Enhanced Power Turbine Fitted with P/N 23065833 3<sup>rd</sup>-stage Turbine Wheel.**

*(1) For normal engine operation, this action is required only for Model 250 Series II Engines used in the following OEM applications: Agusta A109 (all models), Soloy B206L/R and Eurocopter BO105 (all models). This action is required only until the next turbine overhaul at which time the 3<sup>rd</sup>-stage turbine wheel must be removed from service. All other OEM applications do not require this temporary action.*

*Two options are available to satisfy this action (paragraph 2.C.(1)(a) or 2.C.(1)(b)).*

*Only one option need be implemented:*

*(a) Conduct N2 Indication System Calibration Check.*

*A narrower N2 speed avoidance range is required if a calibration check on the N2 indication system can be performed to zero out any error. If this can be accomplished, the required engine N2 speed avoidance range is 87% to 95% N2. If this cannot be accomplished, refer to paragraph 2.C.(1)(b), for the required expanded engine N2 speed avoidance range that includes an appropriate allowance for the N2 indication system accuracy of each OEM application affected.*

*(b) N2 Speed Avoidance Range.*

*The allowable engine N2 steady-state operating speed is a function of the engine N2 speed indication system error. The required engine N2 speed avoidance range is documented in Table 1 for the affected OEM applications, and applies to both flight and ground maintenance (including track and balance) operational practices.*

**Table 1 OEM Application Specific Speed Avoid Range:**

| <b>OEM Aircraft</b> | <b>Speed Avoidance Range (% N2)</b> |
|---------------------|-------------------------------------|
|---------------------|-------------------------------------|

*[...]*

|                    |                  |
|--------------------|------------------|
| <b>Soloy B206L</b> | <b>84.5—97.5</b> |
|--------------------|------------------|

[...]

*An entry into the engine logbook must be made for any steady-state engine operation in the N2 speed avoidance range regardless of engine power. The total time spent at steady-state conditions in the N2 speed avoidance range during the event must be recorded in the engine logbook. Once the total accumulated time of steady-state operation exceeds 60 seconds, the turbine unit must be removed from service and the 3<sup>rd</sup>-stage*

*turbine wheel P/N 23065833 scrapped. If the cumulative time at steady-state conditions above 85 SHP has possibly exceeded 60 seconds, or is unknown Rolls-Royce must be contacted for disposition of the wheel.*

*NOTE: The 60 second operation restriction in the speed avoidance range applies to sustained engine N2 steady-state engine operation. It does not apply to transient operation passing through this speed range. Steady-state operation is defined as any maneuver during which an attempt is being made to maintain a constant engine speed within 2% N2.*

[...]”

Laut Stellungnahmen von RR vom 13.12.2007 und 31.01.2008 wurde der Vertrieb des Turbinenrads #3 P/N 23065833 mittlerweile eingestellt und war stattdessen in Turbinen, die nicht gemäß M250-C20R Series CEB 72-4078 (08.06.2000) „ENGINE, POWER TURBINE WITH IMPROVED AIRFLOW CHARACTERISTICS“ modifiziert waren, ausschließlich das Turbinenrad #3 P/N 23001967 zu verwenden (Auszug):

*„P/N 23065833 is now discontinued and P/N 23001967 is the only available replacement 3rd stage wheel for turbines that are not modified IAW CEB 72-4078. [...]”*

*„The slotted shroud wheel (P/N 23065833) was originally released to mitigate thermal expansion cracking observed in the continuous shroud wheel (P/N 23061967 [Anm.: P/N 23001967 gemäß M250-C20R Series IPC 72-50-00 Fig. 2, Rev. 01.07.2004]). The slotted shroud wheel was released as an optional part number wheel for users with a non-enhanced power turbine and was not the production standard design. However, as a result of recent strain gage testing, it was determined that the slotted shroud design (P/N 23065833) has a potential dynamics mode in the normally transient 87-95% N2 speed range that if continuously operated on could result in a high cycle fatigue failure of the wheel. Even though this speed range is below the normal operating range of the engine,*

*Rolls-Royce took action to cancel the manufacture of this wheel due to the possible hardship that might be imposed with this higher speed avoidance range.“*

## **1.17 Organisation und deren Verfahren**

Instandhaltungsbetrieb B war von Austro Control GmbH (ACG) mit Genehmigung gemäß Verordnung (EG) Nr. 2042/2003 idgF per 27.09.2005 als Teil-145-Instandhaltungsbetrieb zugelassen.

Im Teil-145-Instandhaltungsbetriebshandbuch (145.A.70 Maintenance organisation exposition „MOE“), Abschnitt „2. Maintenance Procedures“, in der am 12.01.2006 von ACG genehmigten Fassung, waren die Instandhaltungsverfahren des Instandhaltungsbetriebs B geregelt.

Verfahren zur Bereitstellung, Aktualisierung und Verwendung von Instandhaltungsunterlagen (145.A.45 Maintenance Data; Auszug):

### **„2.8 Maintenance instructions and relationship to aircraft / aircraft component manufacturers’ instructions including updating and availability to staff**

#### **2.8.1 General**

[...]

*The MPM [Anm.: Maintenance Planning Manager] is responsible for distributing maintenance instructions and for revising them relating to all areas of the maintenance organisation except for avionics, for which the avionics manager is responsible. Invalid instructions (publications) must be removed.*

*Technical publications (maintenance data) are available in form of microfilms, electronic data or paper (see PDHB for a list of available publications).*

*The CS [Anm.: Freigabeberechtigtes Personal von Instandhaltungsbetrieb B] is responsible for ensuring that the manufacturer's relevant maintenance data are used for the aircraft concerned even if these are provided by the operator.*

*The manufacturer's data may only be differed from if this has been approved by the competent authority, TC/STC holder or manufacturer.*

#### **2.8.3 Maintenance work not covered by the manufacturer's approved data**

*If specific maintenance activities are not covered by the manufacturer's or the TC holder's approved data, the manufacturer or TC-holder must be contacted prior maintenance in order to clarify the procedure to be followed. The use of this approved data must be documented accordingly. [...]*

## **2.10 Aircraft maintenance programme compliance**

*The maintenance programmes [Anm.: Maintenance Data] issued and provided by the manufacturer or the TC holder must be followed. Deviation programmes must be made known by the operator and made available prior maintenance.*

*The Operator confirms in writing that the maintenance programme is valid and current. Such customised maintenance programme may only be used if it has been approved by the manufacturer i TC-holder or the competent authority."*

Verfahren zur Führung der Instandhaltungsaufzeichnungen (145.A.55 Maintenance Records; Auszug):

*„Every current maintenance task on an aircraft or component must be adequately documented. This is done by keeping records of the work performed. in which the procedure and scope are described and confirmed.*

*Maintenance documents are, for instance:*

- *Work report, certificate of release to service*
- *Flight log or journey log book*
- *Aircraft log book*
- *Engine / Propeller log book*
- *Checklist*
- *EASA Form 1*
- *Test certificates*
- *Order placement and confirmation of acceptance*
- *Material list*
- *Etc.*

## **2.13 Maintenance documentation in use and completion of same**

### **2.13.1 Work report, certificate of release to service**

*This certificate is a document in which findings and activities performed by the certifying staff carrying out the work are described and signed. It also acts as the certificate of release to service [...].*

*When the work has been performed, the maintenance certificate is attached to the operator's aircraft log.*

*This certificate is issued in triplicate:*

- 1. One copy for the operator's aircraft log*
- 2. One copy for the aircraft log kept at [Anm.: Instandhaltungsbetrieb B]*
- 3. One copy submitted to the operator with the invoice*

### **2.13.2 Journey Log**

*The aircraft operator is responsible for ensuring that the journey log is properly maintained. After all performed maintenance, the implementation and method of implementation of the work performed, the operating hours and the date, shall be confirmed and countersigned by the certifying staff.  
An appropriate stamp or sticker must be used [...].*

### **2.13.3 Aircraft Log**

*All maintenance, modifications and replacement of parts in relation to the airframe and equipment are documented in the aircraft log.  
Maintenance tasks are entered in the maintenance report and confirmed by the certifying staff.*

*The operator is responsible for ensuring that the aircraft log is properly managed.*

### **2.13.4 Engine / Propeller Log**

*All maintenance, modifications and replacement of parts in relation to the engine / propeller are documented in the engine log.*

*The operator is responsible for ensuring that the engine / propeller log is properly managed.*

### **2.13.5 Checklists**

*Checklists, in which the maintenance tasks are described, are instructions used for periodic, scheduled and unscheduled inspections. The certifying staff performing the work must mark each control task on the right-hand side of the checklist after completion.  
If individual points are intentionally left out, these points should be marked with reason, e.g. N/A, and confirmed. [...]*

2.13.6 [...]

### **2.13.8 Material list**

*The material list contains the material and consumable used during maintenance and is part of the invoice.*

## **2.14 Technical record control**

### **2.14.1 General**

*The maintenance documents kept by the maintenance organisation [Anm.: Instandhaltungsbetrieb B] are those documents that are required for proving that maintenance work has been performed. Documents from subcontractors and third-party organisations are also kept. [...]*

### **2.14.2 Type of document and period of retention**

*The following documents are kept / Period of retention:*

- *Maintenance Manual / until revised or replaced)*



- Checklists, job cards / 24 months
- Work reports / certificate of release / 24 months
- Maintenance documents (MOE chapter 2.13) / 24 months
- Material list, invoices / 7 years

### **2.17 Records for the operator**

*Records on maintenance work performed must be handed over to the operator, who is responsible for maintaining and keeping these records and tracking any deadlines.*

*The following maintenance records are handed over to the customer:*

- A copy of the order and written acceptance
- Work report, certificate of release, hold items, deadlines
- EASA Form 1

*A copy of these records is kept at [Anm.: Instandhaltungsbetrieb B]. See MOE chapter 2.14 for the relevant procedure.”*

Verfahren zur Ausstellung von Freigabebescheinigungen (145.A.50 Certification of Maintenance; Auszug):

### **„2.16 Release to service procedure**

#### **2.16.1 Issue of certificate of release to service**

*After completion of maintenance work on aircraft and/or aircraft components, the certifying staff must issue a work report which contains the certificate of release to service (CRS). The certifying staff is responsible for ensuring that the maintenance is performed in accordance with Part-145, any instructions from manufacturers or competent authorities and in accordance with the MOE and associated manuals.*

*The certificate of release to service contains:*

- Aircraft registration and serial number
- Aircraft operator
- Aircraft type and manufacturer
- Engine / Propeller type and manufacturer
- Aircraft's total operating hours (TSN)
- Work order number
- The type of maintenance work performed
- Location of maintenance
- Reference to approved maintenance data
- Description of the maintenance work performed

- *And the following text: "Certifies that the work specified except as otherwise specified was carried out in accordance with the Part-145 and in respect to that work the aircraft / aircraft component is considered ready for release to service."*

*The certifying staff signs, dates and stamps the form at the bottom of the CRS. This certificate is required for confirming the aircraft's readiness for service and must be handed over to the operator. It is filled in the aircraft log book after completion of the maintenance work.*

*Note: The certificate of release to service does not replace the entry in the journey log book. Brief details of the maintenance work performed as well as the work order number as reference must also be entered in the journey log book. A copy of the journey log book entry must be filed at [Anm.: Instandhaltungsbetrieb B] with the maintenance documents. [...]*

### **2.16.3 Issue of certificate of release to service following incomplete maintenance**

*If after completion of maintenance there are still findings or hold items that were unable to be finished for relevant reasons, these findings or hold items must be listed on the certificate of release to service and in the acceptance confirmation for the operator. However, a release to service may only be issued if these open findings or hold items are not defects which may affect the airworthiness of the part concerned.*

*This includes significant cracks, deformations, corrosion, damage to the primary structure, indications of fire, obvious leaks of consumables or complete system failures which are relevant to the safe performance of flight. In addition, the operator's M.E.L. (Minimum Equipment List) must be complied with.*

*In case of incomplete maintenance, the operator has to be informed. He is responsible for putting the aircraft back into service.*

2.16.4 [...]

### **2.16.5 Repairs performed away from the organisation's site**

*Maintenance to be performed away from the organisation's site may be performed:*

- *if AOG conditions exist*
- *in case of occasional line maintenance*

[...]

*CS [Anm.: Freigabeberechtigtes Personal von Instandhaltungsbetrieb B] shall ensure that the necessary tools, working documents, maintenance data and facilities are available for performing the relevant maintenance. [...]*

*Release in the flight log may be certified without the stamp [...] as long as the approval number [Anm.: Teil-145-Genehmigungszeichen von Instandhaltungsbetrieb B], the complete certification statement, the date, the signature and the certification*

*authorisation number of the certifying staff are given. The location of the performance of the relevant maintenance is stated in the release certificate.”*

Verfahren zur Meldung besonderer Ereignisse (145.A.60 Occurrence Reporting; Auszug):

**„2.18 Reporting of defects to the competent authority / operator / manufacturer**

*Any defects found during the maintenance work which result or may result in an unsafe condition which hazard seriously the flight safety and for which there is good reason to suspect that they may occur on other series of the aircraft type or component, must be reported to the operator, the competent authority, the state of registry and the design holder as soon as practicable but in any case within 72 hours after defect determination.*

*The technical managers are responsible for reporting such defects.*

*Examples of such faults are:*

- *Dangerous cracks*
- *Permanent deformations*
- *Heat and corrosion damage to the structure*
- *Faults in any emergency system during routine inspections which are identified during the maintenance of aircraft and aircraft components*

[...]”

Verfahren zur Entdeckung und Beseitigung von Instandhaltungsfehlern Meldung besonderer Ereignisse (145.A.65 Safety and quality policy, maintenance procedures and quality system; Auszug):

**„2.25 Procedures to detect and rectify maintenance errors**

**2.25.1 Detection of maintenance errors**

*In general, the responsible certifying staff must pay attention to maintenance errors when checking performed maintenance tasks. If maintenance errors, as slips, mistakes or violations, occur, these must be reported immediately to the TM [Anm.: Technical Manager] to avoid further appearance.*

**2.25.2 Duplicate inspection system**

*However, in order to completely avoid errors which affect the safe operation of the aircraft concerned when not identified or corrected, [Anm.: Instandhaltungsbetrieb B] has established a "duplicate inspection" system for such maintenance tasks.*

*This means that after completion of such maintenance task, a second, independent certifying staff (i.e. one who is independent of the performed work) must check this maintenance task. However, if the work is particularly complex and extensive, these*

*duplicate inspections are not only performed after completion of the work but also during maintenance. It is important that one of the certifying staff must not have been involved in the work. These duplicate inspections must be documented by the second certifying staff signing the work report. The CRS [Anm.: Freigabebescheinigung] may only be issued after completion of the duplicate inspection.*

[...]

*Duplicate inspections are prescribed but not limited to the following tasks:*

- *Replacing engines*
- *Replacing multiple cylinders of an engine*
- *Multiple systems*
- *Installation and adjusting flight control devices*
- *Fitting propellers, rotors, gears, main drive shafts and other primary drives*
- *Adjusting autopilot systems and their components*
- *Adjusting the flight director and its components*
- *Emergency systems”*

Verfahren für Standläufe, Rollen und Kontrollflüge:

**„2.24 Reference to specific maintenance procedures such as:**

[...]

#### **2.24.3 Engine run-up check and taxi test**

*Engine run-up check and taxi test must be performed by certifying staff who has the appropriate approval for the type of aircraft and who has been trained in engine run-up checking or who has the required taxi approval.*

*Run-up checks must be performed in a suitable area, if the run-up check is performed in an air traffic controlled area, approval from the responsible air traffic controller must be given.*

#### **2.24.4 Check flights**

*Check flights are performed after maintenance work that requires an in-flight functional check or maintenance work specified by the manufacturer, and is performed by pilots provided by the operator or, with the clear permission of the operator by approved licensed pilots.*

*Prior to the performance of the maintenance check flight the aircraft is released only for the intended check flight with the corresponding stamp [...] in the journey logbook. The certificate of release to service and the release in the journey logbook is issued after the performance of the maintenance check flight.”*

## 1.18 Andere Angaben

### 1.18.1 Luftfahrtrechtliche Bestimmungen

Zivilluftfahrzeug- und Luftfahrtgerät-Verordnung 2005 - ZLLV 2005, BGBl. II Nr. 424/2005  
(Auszug):

#### **„V. INSTANDHALTUNG**

##### **Begriffe**

*§ 46. (1) Unter Instandhaltung von Luftfahrzeugen oder Luftfahrtgerät im Sinne dieser Verordnung sind alle zur Gewährleistung der Lufttüchtigkeit oder der Betriebstüchtigkeit für die Aufrechterhaltung des ordnungsgemäßen Bau- und Betriebszustandes erforderlichen Arbeiten zu verstehen. Die Instandhaltung umfasst eine oder mehrere der folgenden Maßnahmen: Wartung, Instandsetzung, Änderung, Austausch, Überholung, Inspektion oder Störungsbehebung.*

(2) [...]

*(3) Die Instandsetzung ist nach den Instandsetzungsanweisungen durchzuführen und umfasst:*

- 1. die über die Wartung hinausgehenden Arbeiten am Flugwerk, am Motor und an der Ausrüstung, welche der Pflege und Kontrolle oder der Behebung von Mängeln dienen, sofern hiezu besondere Qualifikationen (Luftfahrzeugwartschein I. Klasse) oder besondere Hilfsmittel erforderlich sind;*
- 2. den Ein- und Ausbau von Bau- und Bestandteilen des Flugwerkes, des Motors und der Ausrüstung, soweit es sich nicht um einen Ein- und Ausbau im Sinne des Abs. 2 Z 3 handelt.*

(4) [...]

##### **Durchführung von Instandhaltungsarbeiten**

*§ 47. (1) Ein Luftfahrzeug darf nur verwendet werden, wenn die erforderlichen Instandhaltungsarbeiten, welche vom Luftfahrzeughalter zu veranlassen sind, ordnungsgemäß abgeschlossen sind. Alle Instandhaltungsarbeiten sind entsprechend dem genehmigten Instandhaltungsprogramm (§ 48 Abs. 2) auszuführen.*

*(2) Die Instandhaltung von Luftfahrzeugen und deren Bau- und Bestandteilen, die*  
*1. gemäß § 2 Abs. 1 Z 1 [Anm.: z.B. Einsatz im Rahmen von Luftfahrtunternehmen im Sinne des § 102 Abs. 2 LFG mit Betriebsgenehmigung gemäß der Verordnung (EWG) Nr. 2407/92] betrieben werden dürfen, ist*

- a) für Flugzeuge, Hubschrauber und Luftschiffe von einem gemäß § 52 Abs. 2 genehmigten Instandhaltungsbetrieb durchzuführen,*
- b) [...]*

*(3) Wartungsarbeiten (§ 46 Abs. 2) und Inspektionen (§ 46 Abs. 6) dürfen nur von Luftfahrzeugwarten oder von Luftfahrzeugwarten I. Klasse mit entsprechender Berechtigung oder von anderen Personen, die im Rahmen eines Instandhaltungsbetriebes*

*gemäß § 52 Abs. 1 oder 2 nach einem von der zuständigen Behörde genehmigten Verfahren bestellt wurden, durchgeführt werden.*

*Luftfahrzeugwartanwärter oder eingewiesene Mechaniker dürfen Wartungsarbeiten nur unter Aufsicht eines Luftfahrzeugwartes oder Luftfahrzeugwartes I. Klasse mit entsprechender Berechtigung ausführen, wobei diese als ausführende Luftfahrzeugwarte gelten.*

*(4) Instandsetzungen, Änderungen und Überholungen (§ 46 Abs. 3, 4 und 5) dürfen nur von Luftfahrzeugwarten I. Klasse mit entsprechender Berechtigung oder von anderen Personen, die im Rahmen eines Instandhaltungsbetriebes gemäß § 52 Abs. 1 oder 2 nach einem von der zuständigen Behörde genehmigten Verfahren bestellt wurden, [...] ausgeführt werden, wenn*

*1. der gesamte Arbeitsvorgang im Instandhaltungshandbuch (§ 48) vollständig beschrieben ist, oder*

*2. [...]*

*(5) [...]*

### ***Instandhaltungsprogramm***

*§ 48 (1) [...]*

*(3) Bei Luftfahrtunternehmen richtet sich die Genehmigung des Instandhaltungsprogramms nach den Bestimmungen der Luftverkehrsbetreiberzeugnis-Verordnung 2004 (AOCV 2004), BGBl. II Nr. 425 idgF [Anm.: Gemäß § 8 Abs. 4 AOCV 2004 idF BGBl. II Nr. 528/2004 müssen Handbücher und Aufzeichnungen gemäß Subpart M der JAR-OPS 1 und 3 bis längstens 28.12.2005 den Anforderungen gemäß Anhang I (Teil-M) Unterabschnitt C und G der Verordnung (EG) Nr. 2042/2003 entsprechen].*

*(4) [...]*

### ***Instandhaltungsbescheinigungen***

*§ 50. (1) [...]*

*(3) Nach Ausführung aller auf den Instandhaltungskontrolllisten für die jeweilige Instandhaltung angeführten Arbeitsgänge hat außerdem zumindest eine der an den Arbeiten beteiligt gewesen Personen gemäß § 47 Abs. 3 bis 5, welche die Berechtigung zur Durchführung der erfolgten Instandhaltungsarbeiten haben muss, die vollständige Durchführung aller Arbeiten nach dem letztgültigen Instandhaltungsprogramm am Ende der Instandhaltungskontrollliste bzw. des Arbeitsberichtes durch ihre Unterschrift zu bestätigen (Instandhaltungsbescheinigung). Abs. 10 zweiter Satz gilt sinngemäß. Diese Bescheinigung kann auch auf einem gesonderten Blatt, auf welchem die Instandhaltungskontrollliste bzw. der Arbeitsbericht genau bezeichnet ist, erfolgen. Das Verfahren zur Ausstellung einer Freigabebescheinigung gemäß JAR-145/Teil-145 der Verordnung (EG) Nr. 2042/2003 ist als gleichwertig anzusehen.*

*(4) Die Überprüfung der ordnungsgemäßen Durchführung der Instandhaltungsarbeiten gemäß § 46 Abs. 3 bis 5 ist von hierzu bestellten Personen vorzunehmen, welche die Berechtigung zur Durchführung der erfolgten Instandhaltungsarbeiten haben*

*(Kontrollwarte). Durch ihre Unterschriften auf der Instandhaltungsbescheinigung haben diese Personen die Übereinstimmung der Instandhaltungsdurchführung mit dem letztgültigen Instandhaltungsprogramm und die fachgerechte Arbeitsausführung zu bestätigen. Das Verfahren zur Ausstellung einer Freigabebescheinigung gemäß JAR-145/Teil-145 der Verordnung (EG) Nr. 2042/2003 ist als gleichwertig anzusehen.*

(5) [...]

*(13) Instandhaltungsbescheinigungen gemäß den Abs. 2 bis 8 können für bestimmte Arbeiten auch auf andere Weise ausgestellt werden, wenn dies in einem gemäß § 52 bewilligten Betrieb erfolgt und in dessen Instandhaltungsbetriebshandbuch dafür entsprechende gleichwertige Regelungen enthalten sind.*

### **Instandhaltungsbetriebe**

*§ 52. (1) Instandhaltungsbetriebe dürfen nur mit einer Bewilligung der zuständigen Behörde betrieben werden. [...]*

*(2) Instandhaltungsbetrieben ist auf Antrag von der zuständigen Behörde bei Vorliegen der Voraussetzungen eine Genehmigung nach den europäischen Bestimmungen für die Genehmigung eines Instandhaltungsbetriebes (JAR-145/Teil-145 der Verordnung (EG) Nr. 2042/2003) zu erteilen.*

(3) [...]

## **VI. GEMEINSCHAFTSRECHTLICHE**

### **Allgemeines**

*§ 58. (1) Soweit Bestimmungen über die Lufttüchtigkeit von Zivilluftfahrzeugen bzw. die Betriebstüchtigkeit von zivilem Luftfahrtgerät und die Genehmigung oder den Widerruf von Entwicklungs-, Herstellungs- und Instandhaltungsbetrieben in der [...] Verordnung (EG) Nr. 2042/2003 über die Aufrechterhaltung der Lufttüchtigkeit von Luftfahrzeugen und luftfahrttechnischen Erzeugnissen und die Erteilung von Genehmigungen für Organisationen und Personen, die diese Tätigkeit ausführen, ABl. L 315 vom 28.11.2003 S. 1, festgelegt sind, sind diese in der jeweils geltenden Fassung verbindlich.*

### **Anwendung von nationalen Bestimmungen**

*§59. (1) Im Falle der Verbindlichkeit der gemeinschaftsrechtlichen Bestimmungen gemäß § 58 Abs. 1 bleiben [...] die §§ 45 und 46 Abs. 1 bis 7, § 47 Abs. 1, § 48 Abs. 4 und 5, § 54 Abs. 1 erster Satz sowie die §§ 62 und 63 unberührt.*

*(2) Gemäß Art. 7 Abs. 3 der Verordnung (EG) Nr. 2042/2003 gilt Folgendes:*

1. [...]

2. Für Luftfahrzeuge, die im Rahmen eines Luftfahrtunternehmens (§ 102 Abs. 2 LFG) betrieben werden dürfen,

a) kann § 40 [Anm.: Nachprüfungen] bis zum Ablauf des 27. September 2008 weiterhin angewendet werden;

b) [...]

3. [...]

4. Für Luftfahrzeuge bis zu 5700 kg höchstzulässige Abflugmasse, die in einem gemäß Teil-145 der Verordnung (EG) Nr. 2042/2003 genehmigten Betrieb instandgehalten werden, können § 47 Abs. 3 und 4 sowie § 50 Abs. 13 bis zum Ablauf des 27. September 2008 weiterhin angewendet werden.

(3) [...]"

Verordnung (EG) Nr. 2042/2003 der Kommission vom 20. November 2003 (Auszug):

„Artikel 1

**Ziel und Geltungsbereich**

(1) Mit dieser Verordnung werden gemeinsame technische Anforderungen und Verwaltungsverfahren zur Sicherstellung der Aufrechterhaltung der Lufttüchtigkeit von Luftfahrzeugen, einschließlich der jeweiligen Komponenten für deren Installation, festgelegt, die

a) in einem Mitgliedstaat registriert sind oder

b) [...]

(3) Die Bestimmungen dieser Verordnung in Bezug auf die gewerbsmäßige Beförderung [Anm.: Commercial Air Transport], gilt für zugelassene Luftfahrtunternehmen, wie im Gemeinschaftsrecht definiert.

Artikel 2

**Begriffsbestimmungen**

Im Rahmen der Grundverordnung bezeichnet der Ausdruck

a) [...]

b) „freigabeberechtigtes Personal“ Personal, das für die Freigabe eines Luftfahrzeugs oder einer Komponente nach Instandhaltungsarbeiten verantwortlich ist;

c) „Komponente“ einen Motor, einen Propeller, ein Teil oder eine Ausrüstung;

d) „Aufrechterhaltung der Lufttüchtigkeit“ alle Prozesse, durch die sichergestellt wird, dass das Luftfahrzeug die geltenden Anforderungen an die Lufttüchtigkeit erfüllt und sicher betrieben werden kann;

e) [...]

h) „Instandhaltung“ eine oder eine Kombination der folgenden Tätigkeiten: Überholung, Reparatur, Inspektion, Austausch, Änderung oder Fehlerbehebung bei einem Luftfahrzeug oder einer Komponente, mit Ausnahme der Vorflugkontrolle;

i) [...]

j) „Vorflugkontrolle“ die vor einem Flug durchgeführte Inspektion, mit der sichergestellt wird, dass das Luftfahrzeug für den beabsichtigten Flug tauglich ist.

Artikel 3

**Anforderungen an die Aufrechterhaltung der Lufttüchtigkeit**

(1) Die Aufrechterhaltung der Lufttüchtigkeit von Luftfahrzeugen und der Komponenten ist gemäß den Bestimmungen in Anhang I [Anm.: Teil-M] sicherzustellen.

(2) Organisationen und Personal, die in die Aufrechterhaltung der Lufttüchtigkeit von Luftfahrzeugen und Komponenten,



*einschließlich Instandhaltung, einbezogen sind, müssen die Bestimmungen von Anhang I und gegebenenfalls die Bestimmungen der Artikel 4 und 5 erfüllen.*

(3) [...]

#### *Artikel 4*

##### ***Erteilung von Genehmigungen für Instandhaltungsbetriebe***

*(1) Betriebe, die die Instandhaltung von großen Luftfahrzeugen oder von Luftfahrzeugen, die für die gewerbsmäßige Beförderung benutzt werden, sowie von Komponenten, die für den Einbau in diese bestimmt sind, betreiben, bedürfen der Genehmigung gemäß den Bestimmungen von Anhang II [Anm.: Teil-145].*

(2) [...]

#### *Artikel 5*

##### ***Freigabeberechtigtes Personal***

*(1) Freigabeberechtigtes Personal ist gemäß den Bestimmungen von Anhang III [Anm.: Teil-66] qualifiziert, ausgenommen die Bestimmungen von M.A.607(b) und M.A.803 des Anhangs I sowie von 145.A.30(j) und der Anlage IV des Anhangs II [Anm.: Teil-145, Kategorien von Genehmigungen].*

*(2) Von einem Mitgliedstaat gemäß den JAA-Anforderungen und -Verfahren erteilte oder anerkannte und zum Zeitpunkt des Inkrafttretens dieser Verordnung gültige Lizenzen für freigabeberechtigtes Personal und gegebenenfalls damit im Zusammenhang stehende technische Einschränkungen gelten als gemäß dieser Verordnung erteilt.*

#### *Artikel 7*

##### ***Inkrafttreten***

*(1) Diese Verordnung tritt am Tag nach ihrer Veröffentlichung im Amtsblatt der Europäischen Union in Kraft [Anm.: 28.11.2003].*

*(2) Abweichend von Absatz 1 gelten die Bestimmungen von Anhang I ab dem 28. September 2005, mit Ausnahme von M.A.201(h)(2) und M.A.708(c).*

*(3) Abweichend von Absatz 1 und 2 können die Mitgliedstaaten sich dafür entscheiden, die nachfolgend genannten Bestimmungen nicht anzuwenden:*

*a) [...]*

*b) die Bestimmungen von Anhang I Unterabschnitt I [Anm.: Teil-M, Bescheinigung über die Prüfung der Lufttüchtigkeit] für Luftfahrzeuge, die für die gewerbsmäßige Beförderung [Anm.: Commercial Air Transport] genutzt werden, bis 28. September 2008;*

*c) [...]*

*d) die nachstehenden Bestimmungen von Anhang II bis 28. September 2008:*

- 145.A.30(g) in Anwendung auf Luftfahrzeuge mit einer höchstzulässigen Startmasse bis 5 700 kg,*
- 145.A.30(h)(1) in Anwendung auf Luftfahrzeuge mit einer höchstzulässigen Startmasse bis 5 700 kg,*

- 145.A.30(h)(2);

e) [...]

f) die Bestimmungen von Anhang III in Anwendung auf Luftfahrzeuge mit einer höchstzulässigen Startmasse bis 5 700 kg bis 28. September 2006.

(4) Die Mitgliedstaaten können bis zum 28. September 2005 befristete Zulassungen gemäß Anhang II und Anhang IV [Anm.: Teil-147] erteilen.

## ANHANG I

### (Teil-M)

#### **M.A.101 Geltungsbereich**

In diesem Abschnitt werden die zur Sicherstellung der Aufrechterhaltung der Lufttüchtigkeit [Anm.: Continuing Airworthiness] zu ergreifenden Maßnahmen, einschließlich Instandhaltung, festgelegt und die von den mit der Führung der Aufrechterhaltung der Lufttüchtigkeit befassten Personen oder Unternehmen zu erfüllenden Bedingungen vorgegeben.

## UNTERABSCHNITT B

### ZUSTÄNDIGKEIT

#### **M.A.201 Verantwortlichkeiten**

a) Der Eigentümer [Anm.: Owner] ist für die Aufrechterhaltung der Lufttüchtigkeit eines Luftfahrzeugs verantwortlich, und er muss sicherstellen, dass Flüge nur stattfinden, wenn:

1. sich das Luftfahrzeug in einem lufttüchtigen Zustand befindet, und
2. Betriebs- und Notausrüstungen korrekt eingebaut und betriebsbereit sind oder deutlich als nicht betriebsbereit gekennzeichnet sind, und
3. das Lufttüchtigkeitszeugnis seine Gültigkeit behält, und
4. die Instandhaltung des Luftfahrzeugs in Übereinstimmung mit dem in M.A.302 vorgeschriebenen genehmigten Instandhaltungsverfahren [Anm.: Maintenance Programme] durchgeführt wurde.

b) [...]

c) Personen oder Betriebe, die die Instandhaltung durchführen, sind für die durchgeführten Aufgaben verantwortlich.

d) Der verantwortliche Pilot bzw. bei gewerblichen Lufttransporten [Anm.: Commercial Air Transport] der Betreiber ist für die zufrieden stellende Durchführung der Vorflugkontrolle zuständig. Diese Kontrolle muss durch den Piloten oder eine andere qualifizierte Person erfolgen, braucht jedoch nicht von einem genehmigten Instandhaltungsbetrieb oder von freigabeberechtigtem Personal gemäß Teil-66 durchgeführt zu werden.

e) Um den Verantwortlichkeiten von Absatz (a) gerecht zu werden, kann der Eigentümer eines Luftfahrzeugs die Aufgaben im Zusammenhang mit der Aufrechterhaltung der Lufttüchtigkeit an ein zugelassenes Unternehmen übertragen, das eine führende Rolle bei der Aufrechterhaltung der Lufttüchtigkeit gemäß M.A. Unterabschnitt G (nachfolgend Unternehmen zur Führung der Aufrechterhaltung der Lufttüchtigkeit [Anm.: „CAMO“]) in Übereinstimmung mit Anlage I spielt. In diesem Fall ist das Unternehmen zur Führung der

*Aufrechterhaltung der Lufttüchtigkeit für die einwandfreie Durchführung dieser Aufgaben verantwortlich.*

*f) [...]*

*h) Im Fall der gewerbsmäßigen Beförderung ist der Betreiber [Anm.: Operator] für die Aufrechterhaltung der Lufttüchtigkeit des von ihm betriebenen Luftfahrzeugs verantwortlich, und er muss*

- 1. als Teil eines Luftverkehrsbetreiberzeugnisses anerkannt sein, das von der zuständigen Behörde in Übereinstimmung mit M.A. Unterabschnitt G [Anm.: Unternehmen zur Führung der Aufrechterhaltung der Lufttüchtigkeit („CAMO“)] für das von ihm betriebene Luftfahrzeug ausgestellt ist, und*
- 2. in Übereinstimmung mit Teil-145 anerkannt sein oder einen solchen Betrieb unter Vertrag nehmen und*
- 3. sicherstellen, dass Absatz (a) erfüllt ist.*

#### **UNTERABSCHNITT C**

##### **AUFRECHTERHALTUNG DER LUFTTÜCHTIGKEIT**

**M.A.301 Aufgaben zur Aufrechterhaltung der Lufttüchtigkeit** [Anm.: Continuing Airworthiness]

*Die Aufrechterhaltung der Lufttüchtigkeit des Luftfahrzeugs und die Betriebstüchtigkeit sowohl der Betriebs- als auch der Notausrüstung müssen sichergestellt werden durch*

- 1. die Ausführung von Vorflugkontrollen,*
- 2. die Korrektur von Mängeln oder Schäden, die den sicheren Betrieb beeinflussen, in Übereinstimmung mit einem offiziell anerkannten Standard unter Berücksichtigung der Mindestausrüstungsliste und der Konfigurationsabweichungsliste für alle großen Luftfahrzeuge und Luftfahrzeuge für die gewerbsmäßige Beförderung [Anm.: Commercial Air Transport], sofern für das Luftfahrzeugmuster zutreffend,*
- 3. die Durchführung sämtlicher Instandhaltung in Übereinstimmung mit dem für das Luftfahrzeug gemäß M.A.302 genehmigten Instandhaltungsprogramm,*
- 4. für alle großen Luftfahrzeuge oder Luftfahrzeuge für die gewerbsmäßige Beförderung die Bewertung der Wirksamkeit des gemäß M.A.302 genehmigten Instandhaltungsprogramms,*
- 5. die Befolgung aller zutreffenden:*
  - i) Lufttüchtigkeitsanweisungen,*
  - ii) betrieblichen Anweisungen mit einer Auswirkung auf die Aufrechterhaltung der Lufttüchtigkeit,*
  - iii) vorgeschriebenen Maßnahmen zur Aufrechterhaltung der Lufttüchtigkeit, die von der Agentur festgelegt werden,*
  - iv) von der zuständigen Behörde als unmittelbare Reaktion auf ein Sicherheitsproblem erlassenen Maßnahmen,*
- 6. die Durchführung von Änderungen und Reparaturen in Übereinstimmung mit M.A.304,*
- 7. für nicht zwingend durchzuführende Änderungen und/oder Inspektionen, für alle großen Luftfahrzeuge oder Luftfahrzeuge in der gewerbsmäßigen Beförderung, die Festlegung von Entscheidungsgrundsätzen für die Durchführung,*

8. Kontrollflüge zu Instandhaltungszwecken [Anm.: Maintenance Check Flights], falls erforderlich.

**M.A.302 Instandhaltungsprogramm** [Anm.: Maintenance Programme]

a) Jedes Luftfahrzeug muss in Übereinstimmung mit einem von der zuständigen Behörde genehmigten Instandhaltungsprogramm instandgehalten werden, das in regelmäßigen Abständen überprüft und entsprechend geändert werden muss.

b) Das Instandhaltungsprogramm und alle nachfolgenden Änderungen müssen von der zuständigen Behörde genehmigt werden.

c) [...]

e) Wenn die Aufrechterhaltung der Lufttüchtigkeit [Anm.: Continuing Airworthiness] des Luftfahrzeugs von einem Unternehmen gemäß M.A. Unterabschnitt G [Anm.: Unternehmen zur Führung der Aufrechterhaltung der Lufttüchtigkeit („CAMO“)] überwacht wird, können das Instandhaltungsprogramm und seine Änderungen mittels eines von einem solchen Unternehmen festgelegten Instandhaltungsprogrammverfahren genehmigt werden (im Folgenden als indirekte Genehmigung bezeichnet).

**M.A.305 Aufzeichnungen über die Aufrechterhaltung der Lufttüchtigkeit des Luftfahrzeugs** [Anm.: Continuing Airworthiness]

a) Nach Beendigung von Instandhaltungsarbeiten muss die zugehörige Freigabebescheinigung gemäß M.A.801 [Anm.: Certificate of Release to Service] in die Unterlagen über die Aufrechterhaltung der Lufttüchtigkeit des Luftfahrzeugs eingefügt werden. Jede Eintragung hat, sobald dies praktisch möglich ist, jedoch spätestens 30 Tage nach Abschluss der Instandhaltungsarbeiten zu erfolgen.

b) Die Aufzeichnungen über die Aufrechterhaltung der Lufttüchtigkeit des Luftfahrzeugs müssen, wie jeweils zutreffend, aus den folgenden Elementen bestehen: einem Luftfahrzeug-Bordbuch, einem oder mehreren Motorbetriebstagebüchern oder den Betriebsblättern der Motorbaugruppen, dem Betriebstagebuch/Tagebüchern und einem oder mehreren Betriebsblättern für Propeller, den Betriebsblättern für Komponenten mit Lebensdauerbegrenzung sowie dem technischen Bordbuch des Betreibers [Anm.: Operator's Technical Log System].

c) In die Luftfahrzeug-Bordbücher müssen, wie jeweils zutreffend, das Luftfahrzeugmuster und das Kennzeichen, das Datum zusammen mit der Gesamtflugzeit und/oder den Flugzyklen und/oder den Landungen eingetragen werden.

d) Die Aufzeichnungen über die Aufrechterhaltung der Lufttüchtigkeit des Luftfahrzeugs müssen folgende Angaben enthalten:

1. den gültigen Stand der Lufttüchtigkeitsanweisungen [Anm.: Airworthiness Directives] und der von der zuständigen Behörde als unmittelbare Reaktion auf ein Sicherheitsproblem erlassenen Maßnahmen,

2. den gültigen Stand der Änderungen und Reparaturen,
3. den gültigen Stand der Einhaltung des Instandhaltungsprogramms,
4. den gültigen Stand der Komponenten mit Lebensdauerbegrenzung [Anm.: Service Life Limited Components],
5. den Wägebericht,
6. die Liste aufgeschobener Instandhaltungsarbeiten [Anm.: List of Deferred Maintenance].

e) Zusätzlich zur genehmigten Freigabebescheinigung, EASA-Formular-1 oder einer gleichwertigen Bescheinigung, müssen die folgenden, für alle eingebauten Komponenten relevanten Angaben in das jeweilige Motor- oder Propeller-Betriebstagebuch, das Betriebsblatt für die Motorbaugruppe oder für Komponenten mit Lebensdauerbegrenzung aufgenommen werden:

1. Kennzeichnung der Komponente und
2. das Muster, die Baureihennummer und das Kennzeichen des Luftfahrzeugs, in das die betreffende Komponente eingebaut wurde, zusammen mit dem Bezug auf den Einbau und den Ausbau der Komponente und
3. die auf die betreffende Komponente zutreffende zurückgelegte Gesamtflugzeit und oder Flüge und/oder Landungen und oder die Kalenderzeit, sofern zutreffend, und
4. die für die Komponente geltenden Angaben nach Absatz (d).

f) [...]

h) Ein Eigentümer oder ein Betreiber muss sicherstellen, dass ein System eingerichtet wird, um die im Folgenden angegebenen Aufzeichnungen für die vorgeschriebenen Zeiträume aufzubewahren:

1. sämtliche ausführlichen Instandhaltungsaufzeichnungen für das Luftfahrzeug und für darin eingebaute Komponenten mit begrenzter Lebensdauer für mindestens 24 Monate, nachdem das Luftfahrzeug oder die Komponente auf Dauer außer Betrieb gesetzt wurde, und
2. [...]
3. je nach Zweckmäßigkeit, die Zeit und/oder die Zahl der Flüge seit der letzten planmäßigen Instandhaltung der Komponente, für die eine zulässige Betriebsdauer bis zur nächsten Instandhaltung angegeben ist, jedoch wenigstens bis auf die Instandhaltung der Komponente eine erneute planmäßige Instandhaltung von gleichwertigem Umfang und gleichwertiger Tiefe folgte, und
4. den gültigen Stand der Einhaltung des Instandhaltungsprogramms, so dass die Übereinstimmung mit dem genehmigten Luftfahrzeug-Instandhaltungsprogramm festgestellt werden kann, jedoch wenigstens bis auf die Kontrolle des Luftfahrzeugs oder der Komponente eine weitere planmäßige Instandhaltung von gleichwertigem Umfang und gleichwertiger Tiefe folgte, und
5. [...]

#### **M.A.306 Technisches Bordbuch des Betreibers** [Anm.: Operator's Technical Log System]

a) Im Fall der gewerbsmäßigen Beförderung [Anm.: Commercial Air Transport] und zusätzlich zu den Anforderungen aus M.A.305 muss ein Betreiber ein technisches Bordbuch führen, das für jedes Luftfahrzeug die folgenden Informationen enthält:

1. Angaben über jeden Flug, die für die Aufrechterhaltung der Lufttüchtigkeit notwendig sind, und
2. die gültige Freigabebescheinigung für das Luftfahrzeug, und
3. die gültige Erklärung über den Status der Instandhaltung des Luftfahrzeugs, die angibt, welche geplante oder außerplanmäßige Instandhaltung als Nächste durchzuführen ist, es sei denn, die zuständige Luftfahrtbehörde stimmt zu, dass diese Erklärung anderswo aufbewahrt wird, und
4. alle Mängel, deren Behebung zurückgestellt ist [Anm.: Outstanding Deferred Defects] und die den Betrieb des Luftfahrzeugs beeinträchtigen, und
5. alle erforderlichen Angaben über Vereinbarungen für die Unterstützung der Instandhaltung.

b) Das technische Bordbuch des Flugzeugs und nachfolgende Änderungen bedürfen der Zustimmung durch die zuständige Behörde.

c) Ein Betreiber muss sicherstellen, dass das technische Bordbuch für eine Dauer von sechsunddreißig Monaten nach dem Datum der letzten Eintragung aufbewahrt wird.

#### **M.A.307 Übergabe der Aufzeichnungen über die Aufrechterhaltung der Lufttüchtigkeit des Luftfahrzeugs**

a) Der Eigentümer oder Betreiber muss sicherstellen, dass, wenn ein Luftfahrzeug auf Dauer von einem Eigentümer oder Betreiber an einen anderen übergeben wird, die Aufzeichnungen über die Aufrechterhaltung der Lufttüchtigkeit nach M.A.305 und gegebenenfalls das technische Bordbuch des Betreibers nach M.A.306 ebenfalls übergeben werden.

b) Der Eigentümer muss sicherstellen, dass bei vertraglicher Verpflichtung eines Unternehmens zur Führung der Aufrechterhaltung der Lufttüchtigkeit für die damit im Zusammenhang stehenden Aufgaben die Aufzeichnungen über die Aufrechterhaltung der Lufttüchtigkeit nach M.A.305 ebenfalls an dieses Unternehmen übergeben werden.

c) [...]

#### **UNTERABSCHNITT G**

##### **UNTERNEHMEN ZUR FÜHRUNG DER AUFRECHTERHALTUNG DER LUFTTÜCHTIGKEIT**

[Anm: Continuing Airworthiness Management Organisation („CAMO“)]

#### **M.A.701 Geltungsbereich**

Dieser Unterabschnitt enthält die Anforderungen, die ein Betrieb für die Erteilung oder Aufrechterhaltung von Genehmigungen zur Führung der Aufrechterhaltung der Lufttüchtigkeit von Luftfahrzeugen erfüllen muss.

#### **M.A.703 Umfang der Genehmigung**

a) Die Erteilung einer Genehmigung erfolgt in Form einer von der zuständigen Behörde auszustellenden Genehmigungsurkunde (s. Anlage VI). Im genehmigten Handbuch des Unternehmens zur Aufrechterhaltung der Lufttüchtigkeit gemäß M.A.704 müssen die Arbeiten angegeben sein, die Bestandteil der Genehmigung sein sollen.

b) Unbeschadet der Bestimmungen von Absatz (a) muss die Genehmigung im Fall der gewerbsmäßigen Beförderung Teil des Luftverkehrsbetreiberzeugnisses [Anm.: Air Operator Certificate („AOC“)] sein, das von der zuständigen Behörde für das betriebene Luftfahrzeug ausgestellt wird.

#### **M.A.708 Führung der Aufrechterhaltung der Lufttüchtigkeit**

a) Die Führung der Aufrechterhaltung der Lufttüchtigkeit muss nach den Vorschriften von M.A. Unterabschnitt C [Anm.: Aufrechterhaltung der Lufttüchtigkeit] erfolgen.

b) [...]

c) Im Fall der gewerbsmäßigen Beförderung, und wenn der Betreiber nicht ordnungsgemäß nach Teil-145 anerkannt ist,

muss der Betreiber [Anm.: Operator] einen schriftlichen Instandhaltungsvertrag zwischen einem gemäß Teil-145 genehmigten Instandhaltungsbetrieb oder einem anderen Betreiber abschließen, die in M.A.301-2, M.A.301-3, M.A.301-5 und M.A.301-6 vorgeschriebenen Funktionen angeben und sicherstellen, dass alle Instandhaltungsarbeiten letztendlich von einem nach Teil-145 anerkannten Instandhaltungsbetrieb durchgeführt werden, und die Qualitätssicherungsmaßnahmen gemäß M.A.712(b) festlegen. Der Luftfahrzeugstandort, die planmäßige „Line Maintenance“ und die Instandhaltungsverträge für die Motoren müssen mit allen Änderungen von der zuständigen Behörde genehmigt werden. Jedoch darf

1. für ein Luftfahrzeug, bei dem nicht planmäßige „Line Maintenance“ erforderlich ist, der Vertrag die Form von einzelnen Arbeitsaufträgen haben, die an den Instandhaltungsbetrieb gemäß Teil-145 vergeben werden,

2. für die Instandhaltung von Komponenten, einschließlich Motoreninstandhaltung, der in Absatz (c) genannte Vertrag die Form von einzelnen Arbeitsaufträgen haben, die an den Instandhaltungsbetrieb gemäß Teil-145 vergeben werden.

#### **M.A.711 Rechte des Unternehmens**

a) Ein für die Führung der Aufrechterhaltung der Lufttüchtigkeit anerkanntes Unternehmen darf:

1. [...]

2. die Aufrechterhaltung der Lufttüchtigkeit von Luftfahrzeugen in der gewerbsmäßigen Beförderung führen, wenn diese in seinem Betreiberzeugnis aufgeführt sind,

3. [...]

#### **M.A.712 Qualitätssicherungssystem**

a) [...]

e) Im Fall des gewerbsmäßigen Luftverkehrs muss das Qualitätssicherungssystem gemäß M.A. Unterabschnitt G fester

Bestandteil des Qualitätssicherungssystems des Betreibers sein.

f) [...]

## **ANHANG II**

### **(Teil-145)**

#### **145.A.10 Geltungsbereich**

*In diesem Abschnitt werden die Bestimmungen festgelegt, die ein Betrieb für die Berechtigung zur Erteilung und die Aufrechterhaltung von Genehmigungen für die Instandhaltung von Luftfahrzeugen und deren Komponenten erfüllen muss.*

#### **145.A.30 Anforderungen an das Personal**

a) [...]

*b) Der Betrieb muss eine Person oder eine Gruppe von Personen benennen, die im Rahmen ihrer Pflichten gewährleisten, dass der Betrieb die Forderungen dieses Teils erfüllt. Solche Person(en) muss (müssen) dem verantwortlichen Betriebsleiter [Anm.: Accountable Manager] unterstellt sein.*

*1. Die benannte Person oder die benannten Personen müssen die Leitungsstruktur des Instandhaltungsbetriebs vertreten, und sie sind für alle in diesem Teil dargestellten Aufgaben zuständig.*

*2. Die benannte Person oder die benannten Personen sind namentlich festzulegen, und ihre Zeugnisse müssen der zuständigen Behörde in einer von dieser festgelegten Art und Weise vorgelegt werden.*

*3. Die benannte Person oder die benannten Personen müssen angemessene Kenntnisse, Hintergrundwissen und ausreichend Erfahrung in der Instandhaltung von Luftfahrzeugen und Komponenten haben und anwendungsbereite Kenntnisse dieses Teils nachweisen können.*

*4. Anhand von Verfahren muss klar erkennbar sein, wer eine bestimmte Person im Fall einer längeren Abwesenheit der genannten Person vertritt.*

c) [...]

*g) Sofern unter Buchstabe (j) nichts anderes angegeben ist, müssen Betriebe, die Luftfahrzeuge instand halten, über entsprechendes freigabeberechtigtes Personal [Anm.: Certifying Staff] mit einer Musterberechtigung der Kategorien B1 [Anm.: Berechtigt zur Ausstellung von Freigabebescheinigungen nach Instandhaltungsarbeiten, einschließlich Arbeiten an der Luftfahrzeugstruktur, Triebwerken und mechanischen und elektrischen Systemen] und B2 für die Freigabe gemäß Teil-66 und 145.A.35 verfügen.*

*Zusätzlich können solche Betriebe auch auf freigabeberechtigtes Personal mit entsprechender aufgabenbezogener Ausbildung der Kategorie A [Anm.: Berechtigt zur Ausstellung von Freigabebescheinigungen nach einfacher „Line Maintenance“ und die Behebung einfacher Mängel] gemäß Teil-66 und 145.A.35 zurückgreifen, um kleinere geplante „Line Maintenance“-Arbeiten und einfache Mängelbehebung durchzuführen. Die Verfügbarkeit dieses freigabeberechtigten Personals der Kategorie A ist kein Ersatz für das erforderliche freigabeberechtigte Personal der Kategorie B1 und B2 nach Teil-66, um das freigabeberechtigte Personal der Kategorie A zu unterstützen. Jedoch muss das Personal der Kategorie B1 und B2 nach Teil-66 bei kleineren „Line Maintenance“-Arbeiten oder einfacher Mängelbehebung nicht immer an der „Line Station“ anwesend sein.*

*h) Sofern unter Buchstabe (j) nichts anderes bestimmt ist, müssen Betriebe, die Luftfahrzeuge instand halten:*



1. [...]

2. Im Fall von „Base Maintenance“ an anderen als großen Luftfahrzeugen [Anm.: Flugzeuge mit weniger als 5700 kg MTOM oder einmotorige Hubschrauber] muss entweder:

i) ausreichend qualifiziertes für das Luftfahrzeugmuster freigabeberechtigtes Personal der Kategorien B1 und B2 gemäß Teil-66 und 145.A.35 vorhanden sein oder

ii) ausreichend qualifiziertes für das Luftfahrzeugmuster freigabeberechtigtes Personal der Kategorie C [Anm.: Berechtigter zur Ausstellung von Freigabebescheinigungen nach Instandhaltungsarbeiten an Luftfahrzeugen in ihrer Gesamtheit einschließlich aller Systeme] vorhanden sein, das von dem in Absatz (1) beschriebenen B1- und B2-Personal unterstützt wird.

i) Zur Freigabe von Komponenten berechtigtes Personal hat die Anforderungen von Teil-66 zu erfüllen.

j) [...]

#### **145.A.35 Freigabeberechtigtes Personal und Unterstützungspersonal der Kategorien B1 und B2**

a) Zusätzlich zu den entsprechenden Anforderungen in 145.A.30(g) und (h) hat der Betrieb zu gewährleisten, dass das freigabeberechtigte Personal und Unterstützungspersonal der Kategorien B1 und B2 angemessene Kenntnisse des relevanten Luftfahrzeugs und/oder der Komponenten, die instand gehalten werden sollen, sowie der zugehörigen betrieblichen Verfahren besitzt. Im Fall von freigabeberechtigtem Personal muss diese Bestimmung erfüllt sein, bevor die Freigabeberechtigung [Anm.: Certification Authorisation] erteilt oder neu ausgestellt wird.

„Unterstützungspersonal der Kategorien B1 und B2“ ist das Personal der Kategorien B1 und B2 im Umfeld des „Base Maintenance“, das nicht unbedingt eine Berechtigung zur Erteilung von Freigabebescheinigungen hat.

„Relevantes Luftfahrzeug und/oder Komponenten“ sind die Luftfahrzeuge oder Komponenten, die in der jeweiligen Freigabeberechtigung aufgeführt sind.

„Freigabeberechtigung“ ist die Berechtigung, die dem Freigabepersonal von dem Betrieb mit der Maßgabe erteilt wird, dass das betreffende Personal innerhalb der in der Berechtigung angeführten Grenzen Freigabebescheinigungen im Auftrag des anerkannten Betriebes unterzeichnen darf.

b) Mit Ausnahme der unter 145.A.30(j) genannten Fälle darf der Betrieb eine Freigabeberechtigung nur für freigabeberechtigtes Personal in Verbindung mit den Kategorien oder Unterkategorien und Musterberechtigungen ausstellen, die in der Lizenz für die Instandhaltung von Luftfahrzeugen gemäß Teil-66 aufgeführt sind, sofern die Lizenz über die gesamte Gültigkeitsdauer der Berechtigung besteht und das freigabeberechtigte Personal die Bestimmungen von Teil-66 erfüllt.

c) Der Betrieb hat sicherzustellen, dass sämtliches freigabeberechtigtes Personal und Unterstützungspersonal der Kategorien B1 und B2 mindestens sechs Monate innerhalb

eines aufeinander folgenden Zeitraums von zwei Jahren Erfahrungen in der tatsächlichen relevanten Instandhaltung von Luftfahrzeugen oder Komponenten erworben hat. Im Sinne dieses Absatzes bedeutet „Erfahrungen in der tatsächlichen relevanten Instandhaltung von Luftfahrzeugen oder Komponenten“, dass die Person im Rahmen der Instandhaltung von Luftfahrzeugen oder Komponenten entweder die mit einer Freigabeberechtigung verbundenen Rechte ausgeübt oder tatsächlich Instandhaltungsarbeiten an wenigstens einem der Systeme des Luftfahrzeugmusters ausgeführt hat, das in der betreffenden Freigabeberechtigung aufgeführt ist.

d) Der Betrieb hat sicherzustellen, dass sämtliches freigabeberechtigtes Personal und die Unterstützungskräfte der Kategorien B1 und B2 innerhalb eines Zeitraums von zwei Jahren ausreichend weitergebildet werden, so dass dieses Personal aktuelle Kenntnisse der einschlägigen Technologie, der betrieblichen Verfahren und der menschlichen Faktoren besitzt.

e) [...]

f) Mit Ausnahme der in 145.A.30(j)(5) genannten unvorhergesehenen Fälle muss der Betrieb künftiges freigabeberechtigtes Personal hinsichtlich seiner Befähigung, Qualifikation und Tauglichkeit für die Pflichten bei der Freigabe in Übereinstimmung mit einem im Handbuch festgelegten Verfahren beurteilen, bevor eine Freigabeberechtigung nach diesem Teil erteilt oder neu erteilt werden soll.

g) Werden die Bestimmungen der Absätze (a), (b), (d), (f) und gegebenenfalls von Absatz (c) von dem freigabeberechtigten Personal erfüllt, hat der Betrieb eine Freigabeberechtigung zu erteilen, aus der Umfang und Einschränkungen der Berechtigung eindeutig hervorgehen. Die fortdauernde Gültigkeit der Freigabeberechtigung ist abhängig von der andauernden Erfüllung der Absätze (a), (b), (d) und gegebenenfalls des Absatzes (c).

h) [...]

#### **145.A.42 Abnahme von Komponenten**

a) Alle Komponenten müssen klassifiziert und ordnungsgemäß in die folgenden Kategorien eingeteilt werden:

1. Komponenten in einem zufrieden stellenden Zustand, die entsprechend dem „EASA-Formular-1“ oder einem gleichwertigen Dokument freigegeben und gemäß Teil 21 Unterabschnitt Q gekennzeichnet wurden,
2. [...]

#### **145.A.45 Instandhaltungsunterlagen** [Anm.: Maintenance data]

a) Der Betrieb muss bei der Durchführung der Instandhaltung, einschließlich Änderungen und Reparaturen, über aktuelle anwendbare Instandhaltungsunterlagen verfügen und diese anwenden. „Anwendbar“ bedeutet relevant für alle

*Flugzeuge, Komponenten oder Verfahren, die in der Übersicht über Genehmigungskategorien in der Genehmigung des Betriebes und in zugehörigen Listen über Befähigungen angegeben sind.*

*Im Fall von Instandhaltungsunterlagen, die von einem Betreiber oder einem Kunden zur Verfügung gestellt werden, muss der Betrieb solche Daten bei den Arbeiten einhalten, mit Ausnahme der Notwendigkeit der Erfüllung der Bestimmungen in 145.A.55(c).*

*b) Für die Zwecke dieses Teils sind die anwendbaren Instandhaltungsunterlagen:*

- 1. alle anzuwendenden Anforderungen, Verfahren, betrieblichen Anweisungen oder Informationen, die von der für die Überwachung des Luftfahrzeugs oder der Komponente verantwortlichen Behörde herausgegeben wurden,*
- 2. jede anzuwendende Lufttüchtigkeitsanweisung [Anm.: Airworthiness Directive], die von der für die Überwachung des Luftfahrzeugs oder der Komponente verantwortlichen Behörde herausgegeben wurde,*
- 3. Anweisungen zur Aufrechterhaltung der Lufttüchtigkeit [Anm.: Continuing Airworthiness], die von Inhabern einer Musterzulassung, Inhabern einer Ergänzung zur Musterzulassung und von anderen Betrieben herausgegeben wurden, die gemäß Teil-21 zur Veröffentlichung solcher Angaben verpflichtet sind, und im Falle von Luftfahrzeugen oder Komponenten aus Drittländern die von der für die Überwachung des Luftfahrzeugs oder der Komponente verantwortlichen Behörde vorgeschriebenen Lufttüchtigkeitsangaben [Anm.: Airworthiness Data],*
- 4. alle anzuwendenden Standards, einschließlich, jedoch nicht beschränkt auf Standards zur fachgerechten Instandhaltung [Anm.: Maintenance Standard Practices], die die Agentur [Anm.: Europäische Agentur für Flugsicherheit („EASA“)] als gute Instandhaltungsnormen anerkannt hat,*
- 5. alle anzuwendenden Daten, die in Übereinstimmung mit Absatz (d) herausgegeben wurden.*

*c) Der Betrieb muss Verfahren festlegen, wonach sichergestellt ist, dass gegebenenfalls ungenaue, unvollständige oder unklare Verfahren, Praktiken, Daten oder Instandhaltungsanweisungen [Anm.: Maintenance Instructions], die in den vom Instandhaltungspersonal verwendeten Instandhaltungsangaben [Anm.: Maintenance Data] enthalten sind, aufgezeichnet und dem Verfasser der Instandhaltungsangaben mitgeteilt werden.*

*d) Der Betrieb darf Instandhaltungsanweisungen nur in Übereinstimmung mit einem im Instandhaltungsbetriebshandbuch [Anm.: Maintenance Organisation Exposition („MOE“)] enthaltenen Verfahren ändern. Hinsichtlich solcher Änderungen hat der Betrieb den Nachweis zu erbringen, dass sie zu gleichen oder verbesserten Instandhaltungsstandards führen, und er muss den Inhaber der Musterzulassung von solchen Änderungen in Kenntnis setzen. Für die Zwecke dieses Absatzes sind Instandhaltungsanweisungen Anweisungen zur Art und Weise der Durchführung der betreffenden Instandhaltungsaufgabe. Davon ausgenommen ist die ingenieurtechnische Planung von Reparaturen und Änderungen.*

*e) Der Betrieb hat für alle relevanten Betriebsteile gemeinsame Arbeitskarten [Anm.: Work Card] oder ein Arbeitsblattsystem [Anm.: Worksheet System] bereitzustellen. Zusätzlich muss der Betrieb die in den Absätzen (b) und (d) enthaltenen Daten sorgfältig auf eine*

*solche Arbeitskarte oder ein solches Arbeitsblatt übertragen oder einen genauen Bezug zu der/den jeweiligen in den Instandhaltungsunterlagen enthaltenen Instandhaltungsaufgabe(n) herstellen. Arbeitskarten und Arbeitsblätter können elektronisch erstellt und in einer Datenbank gespeichert werden, [...]. Komplexe Instandhaltungsaufgaben müssen auf Arbeitskarten oder Arbeitsblättern festgehalten und in deutlich getrennte Abschnitte eingeteilt werden, um die Nachvollziehbarkeit der Durchführung der gesamten Instandhaltungsaufgabe zu gewährleisten.*

*Wenn der Betrieb für einen Luftfahrzeugbetreiber eine Instandhaltungsleistung durchführt, der die Verwendung seiner Arbeitskarten oder seines Arbeitsblattsystems fordert, sind solche Arbeitskarten oder ein solches Arbeitsblattsystem zu verwenden. In diesem Fall muss der Betrieb ein Verfahren erstellen, um zu gewährleisten, dass die Arbeitskarten oder Arbeitsblätter des Luftfahrzeugbetreibers korrekt ausgefüllt werden.*

*f) Der Betrieb muss sicherstellen, dass alle geltenden Instandhaltungsangaben jederzeit zur Verfügung stehen, wenn diese vom Instandhaltungspersonal benötigt werden.*

*g) Der Betrieb muss ein Verfahren festlegen, um zu gewährleisten, dass die von ihm kontrollierten Instandhaltungsangaben aktualisiert werden. Wenn ein Betreiber/Kunde Instandhaltungsangaben kontrolliert und zur Verfügung stellt, muss der Betrieb den Nachweis erbringen können, dass entweder eine schriftliche Bestätigung vom Betreiber/Kunden vorliegt, wonach alle Instandhaltungsangaben auf dem neuesten Stand sind, oder Arbeitsaufträge vorliegen, aus denen der Änderungsstand der zu verwendenden Instandhaltungsangaben ersichtlich bzw. dieser auf einer Änderungsliste für Instandhaltungsangaben des Betreibers/Kunden enthalten ist.*

**145.A.50 Instandhaltungsbescheinigung** [Anm.: Certification of maintenance]

*a) Eine Freigabebescheinigung [Anm.: Certificate of Release] darf im Namen des Betriebs von dem entsprechenden freigabeberechtigten Personal erstausgestellt werden, wenn es geprüft hat, dass alle verlangten Wartungsarbeiten ordnungsgemäß vom Betrieb gemäß den in 145.A.70 vorgeschriebenen Verfahren unter Berücksichtigung der in 145.A.45 aufgeführten Instandhaltungsangaben [Anm.: Maintenance Data] durchgeführt worden sind und keine bekannten Tatbestände der Nichterfüllung vorliegen, die die Flugsicherheit ernsthaft gefährden.*

*b) Eine Freigabebescheinigung muss vor dem Flug nach Vollendung aller Instandhaltungsarbeiten ausgestellt werden.*

*c) Neue Mängel oder unvollständige Instandhaltungsarbeiten müssen im Verlauf der obigen Instandhaltungsarbeiten dem Luftfahrzeugbetreiber mitgeteilt werden, um dessen Zustimmung zur Behebung solcher Mängel oder zur Vollendung der fehlenden Elemente des Auftrags für die Instandhaltungsarbeit einzuholen. Sollte der Luftfahrzeugbetreiber ablehnen, dass solche Instandhaltungsarbeiten gemäß diesem Absatz durchgeführt werden, gilt Absatz (e).*

d) Eine Freigabebescheinigung muss nach Vollendung von Instandhaltungsarbeiten an einer Komponente ausgestellt werden, so lange die Komponente aus dem Luftfahrzeug ausgebaut ist. Die Freigabebescheinigung oder das Lufttüchtigkeits-Etikett („airworthiness approval tag“), die als „EASA-Formular-1“ in Anlage I zu diesem Teil enthalten sind, stellen die Freigabebescheinigung für die Komponente dar. [...]

e) Abweichend von den Bestimmungen in Absatz (a) kann der Betrieb eine Freigabebescheinigung im Rahmen der genehmigten Einschränkungen [Anm.: Aircraft Limitations] des Luftfahrzeugs ausstellen, wenn er nicht in der Lage ist, die gesamte geforderte Instandhaltung zu vollenden. Der Betrieb muss einen solchen Tatbestand vor Ausstellung einer solchen Bescheinigung in der Freigabebescheinigung für das Luftfahrzeug vermerken.

f) [...]

#### **145.A.55 Instandhaltungsaufzeichnungen** [Anm.: Maintenance Records]

a) Der Betrieb muss alle Einzelheiten der durchgeführten Instandhaltungsarbeiten aufzeichnen. Der Betrieb muss mindestens die für die Erbringung des Nachweises notwendigen Aufzeichnungen aufbewahren, dass alle Anforderungen, einschließlich der Freigabedokumente des Unterauftragnehmers, für die Ausstellung der Freigabebescheinigung erfüllt wurden.

b) Der Betrieb muss dem Luftfahrzeugbetreiber eine Kopie jeder Freigabebescheinigung zusammen mit einer Kopie aller genehmigten Reparatur-/Änderungsunterlagen übergeben, die für die durchgeführten Reparaturen/Änderungen verwendet worden sind.

c) Der Betrieb muss eine Kopie aller Instandhaltungsaufzeichnungen und aller zugehörigen Instandhaltungsangaben [Anm.: Maintenance Data] für einen Zeitraum von zwei Jahren aufbewahren, gerechnet von dem Tag, an dem das Luftfahrzeug oder das Luftfahrzeugbauteil, an dem gearbeitet wurde, von dem Betrieb freigegeben wurde.

1. [...]

3. Wenn ein nach diesem Teil genehmigter Betrieb seine Tätigkeit beendet, müssen alle Instandhaltungsaufzeichnungen, die sich über die letzten zwei Jahre erstrecken, dem letzten Eigentümer oder Kunden des betreffenden Luftfahrzeugs oder der Komponente übergeben oder, wie von der zuständigen Behörde vorgeschrieben, aufbewahrt werden.

#### **145.A.60 Meldung besonderer Ereignisse**

a) Der Betrieb muss die zuständige Behörde, den Eintragungsstaat und den für die Entwicklung des Luftfahrzeugs oder der Komponente verantwortlichen Betrieb in Kenntnis setzen, wenn er an einem Luftfahrzeug oder an einer Komponente Vorkommnisse feststellt, die zu einem unsicheren Zustand geführt haben oder führen können, der die Flugsicherheit ernsthaft gefährdet.

b) [...]

d) Wird ein Betrieb von einem gewerbsmäßigen Betreiber für die Durchführung von Instandhaltungsarbeiten vertraglich gebunden, so muss der Betrieb solche das Luftfahrzeug oder die Komponente des Betreibers beeinträchtigenden Zustände auch dem Betreiber melden.

e) Der Betrieb muss solche Berichte umgehend, in jedem Fall aber innerhalb einer Frist von 72 Stunden nach Feststellung des in dem Bericht dargestellten Zustandes erstellen und vorlegen.

#### **145.A.65 Sicherheits- und Qualitätsstrategie, Instandhaltungsverfahren und Qualitätssicherungssystem**

a) Der Betrieb muss eine Sicherheits- und Qualitätssicherungsstrategie erarbeiten, die in das Handbuch unter 145.A.70 [Anm.: Instandhaltungsbetriebshandbuch („MOE“)] aufzunehmen sind.

b) Der Betrieb muss unter Berücksichtigung menschlicher Faktoren und des menschlichen Leistungsvermögens mit der zuständigen Behörde vereinbarte Verfahren festlegen, um gute Instandhaltungspraktiken und die Erfüllung der Bestimmungen dieses Teils sicherzustellen, einschließlich eines klaren Arbeitsauftrags oder -vertrags, so dass das betreffende Luftfahrzeug und die betreffenden Komponenten gemäß 145.A.50 für den Betrieb freigegeben werden können.

1. [...]

3. Hinsichtlich der „Line Maintenance“ und der „Base Maintenance“ von Luftfahrzeugen muss der Betrieb Verfahren festlegen, um das Risiko von Mehrfachfehlern und Irrtümern durch Unaufmerksamkeit bei kritischen Systemen so gering wie möglich zu halten. Bei einer Instandhaltungsaufgabe, in deren Verlauf mehrere Komponenten desselben Typs in mehr als ein System desselben Luftfahrzeugs im Rahmen einer bestimmten Instandhaltungsprüfung einzubauen bzw. auszubauen sind, muss der Betrieb sicherstellen, dass nicht ein und dieselbe Person mit der Durchführung und der Inspektion der Arbeiten beauftragt wird. Wenn jedoch nur eine Person zur Durchführung dieser Aufgaben zur Verfügung steht, ist in die Arbeitskarte oder das Arbeitsblatt zusätzlich die erneute Inspektion der Arbeiten dieser Person nach Abschluss der Arbeiten aufzunehmen.

#### **145.A.70 Instandhaltungsbetriebshandbuch** [Anm.: Maintenance Organisation Exposition („MOE“)]

a) Das „Instandhaltungsbetriebshandbuch“ setzt sich aus einem oder mehreren Dokumenten mit Angaben zum Arbeitsumfang, der Gegenstand der Genehmigung ist, und zur Art und Weise, in der der Betrieb diesen Teil erfüllen wird, zusammen. Der Betrieb muss der zuständigen Behörde ein Instandhaltungsbetriebshandbuch mit den nachfolgenden Informationen vorlegen:

1. eine von dem verantwortlichen Betriebsleiter [Anm.: Accountable Manager] unterzeichnete Bestätigung, wonach das Instandhaltungshandbuch des Betriebes und alle zugehörigen Handbücher die Erfüllung der Anforderungen dieses Teils festlegen und der Betrieb diesen jederzeit nachkommen wird. Wenn der verantwortliche Betriebsleiter nicht

- gleichzeitig Generaldirektor [Anm.: Chief Executive Officer] des Betriebes ist, ist die Bestätigung vom Generaldirektor gegenzuzeichnen;*
- 2. die Sicherheits- und Qualitätsstrategie des Betriebes gemäß 145.A.65;*
  - 3. Titel und Namen von unter 145.A.30(b) ernannten Personen;*
  - 4. die Pflichten und Zuständigkeiten von Personen gemäß 145.A.30(b) einschließlich der Angelegenheiten, in denen sie unmittelbar mit der zuständigen Behörde im Namen des Betriebs verhandeln können;*
  - 5. ein Organigramm, aus dem die Verknüpfungen zwischen den Zuständigkeitsbereichen der gemäß 145.A.(30)(b) ernannten Personen hervorgehen;*
  - 6. eine Liste des freigabeberechtigten Personals und des Unterstützungspersonals der Kategorien B1 und B2;*
  - 7. [...]*
  - 9. Angaben zu dem unter die Genehmigung fallenden Arbeitsbereich des Betriebes;*
  - 10. [...]*
  - 12. die Verfahren und das Qualitätssystem des Betriebes unter 145.A.25 bis 145.A.90;*
  - 13. gegebenenfalls eine Liste der gewerbsmäßigen Betreiber, für die der Betrieb die Instandhaltung von Luftfahrzeugen durchführt;*
  - 14. gegebenenfalls eine Liste von Unterauftragnehmern gemäß 145.A.75(b);*
  - 15. [...]*

#### **145.A.75 Rechte des Betriebs**

*Gemäß dem Handbuch ist der Betrieb zur Ausführung folgender Aufgaben berechtigt:*

*a) Luftfahrzeuge und/oder Luftfahrzeugbauteile, auf die sich seine Genehmigung erstreckt, an den in der Genehmigungsurkunde und im Handbuch angegebenen Standorten instand zu halten;*

*b) [...]*

*c) Instandhaltung der Luftfahrzeuge oder der Teile, auf die sich seine Genehmigung erstreckt, an jedem beliebigen Ort, soweit sich die Notwendigkeit für diese Instandhaltung aus dem Umstand ergibt, dass die Luftfahrzeuge nicht einsatzfähig sind, oder aus der Durchführung gelegentlicher „Line Maintenance“ zu den im Handbuch angegebenen Bedingungen;*

*d) [...]*

*e) Ausstellung von Freigabebescheinigungen nach Abschluss der Instandhaltungsarbeiten gemäß 145.A.50.*

#### **145.A.80 Einschränkungen für den Betrieb**

*Der Betrieb darf Luftfahrzeuge und/oder Luftfahrzeugbauteile, auf die sich seine Genehmigung erstreckt, nur instandhalten, wenn alle erforderlichen Einrichtungen, Ausrüstungen, Werkzeuge, Materialien, Instandhaltungsangaben [Anm.: Maintenance Data] und das freigabeberechtigte Personal verfügbar sind.“*

Die Verordnung (EG) Nr. 2042/2003 wurde mit Verordnung (EG) Nr. 707/2006 der Kommission vom 08.05.2006, welche am 09.05.2006 in Kraft getreten war, geändert.



# 2 Auswertung

## 2.1 Flugbetrieb

### 2.1.1 Flugverlauf

Der verantwortliche Pilot (Betreiber A) stellte vor dem gegenständlichen Flug nach eigenen Angaben zum wiederholten Male Triebwerksölundichtheiten fest (Ölverschmutzung an der vertikalen Stabilisierungsflosse). Diese Undichtheiten wurden bereits im Vorfeld dem Wartungsbetrieb B mehrfach mitgeteilt, welcher Maßnahmen zur Behebung des Problems gesetzt hatte. Der verantwortliche Pilot (Betreiber A) ging am Unfalltag, nach durchgeführten Vorflugkontrolle gemäß 206L Flight Manual BHT-206L-FM-1 Section 2 von der uneingeschränkten Flugtüchtigkeit des Luftfahrzeuges aus

Während des Reiseflugs kam es ohne Vorwarnung am einmotorigen Hubschrauber der Type BELL 206L zu einem Triebwerksversagen mit Triebwerksbrand.

Ein Schaufelbruch am Turbinenrad #3 P/N 23065833 der Arbeitsturbine (N2), war für den verantwortlichen Piloten nicht erkennbar gewesen. Insbesondere wurde vor dem Triebwerksversagen kein ungewöhnliches Betriebsverhalten des Triebwerks, speziell übermäßige Schwingungen, wahrgenommen.

Flugweg und Flughöhe über Grund ermöglichten eine Notlandung ohne Personenschaden im Luftfahrzeug oder am Boden.

Die sofort eingeleitete Autorotationslandung erfolgte mit geringer Rotordrehzahl beim Aufsetzen auf ansteigendem Gelände. Der 2-Blatt-Hauptrotor schlug mit geringer Rotordrehzahl beim Aufsetzen des Hubschraubers in dessen Heckausleger.

Der vom Triebwerksraum ausgehende Folgebrand konnte nach dem Aufsetzen am Boden vom verantwortlichen Piloten mit dem an Bord des Hubschraubers befindlichen Kabinen-Handfeuerlöscher gelöscht werden.

### **2.1.2 Besatzung**

Der verantwortliche Pilot (Betreiber A) war als Hubschrauber-Fluglehrer im praktischen Unterricht im Rahmen einer Flugschule in der Durchführung von Autorotationslandungen mit einmotorigen Hubschraubern der Type BELL 206 (simulierte Notlandungen) ausreichend geübt und war in der Lage, den Hubschrauber Type BELL 206L ohne Personenschaden im Luftfahrzeug oder am Boden zu landen.

### **2.1.3 Postholder Continuing Airworthiness (PCA)**

Wie im Kapitel 1.18.1 angeführt, unterlag der gewerbsmäßige Betrieb des Hubschraubers, unter anderem, auch der Verordnung (EG) Nr. 2042/2003. Wie in dieser vorgesehen, verfügte Betreiber B über eine CAMO (Continuing Airworthiness Management Organisation), welche neben einem Accountable Manager und Quality Manager auch einen Technischen Leiter (Postholder Continuing Airworthiness) zwingend vorsieht.

Erhebungen zu diesem Flugunfall ergaben, dass der PCA nur teilweise in Kenntnis der durchgeführten, geplanten und ungeplanten, Instandhaltungsarbeiten war. Diese wurden offenbar, abweichend von dem durch den PCA unterfertigten Wartungsvertrag zwischen Instandhaltungsbetrieb B und Betreiber B, zu einem Großteil durch den Betreiber A eigenverantwortlich beauftragt. Instandhaltungsarbeiten fanden nur teilweise in Absprache mit dem für die Instandhaltungsplanung zuständigen PCA statt. Instandhaltungsaufzeichnungen des Luftfahrzeuges und für darin eingebaute Komponente waren unvollständig bzw. nicht auffindbar gewesen.

Grundsätzlich wären alle den Hubschrauber beeinträchtigende Zustände, die zu einem unsicheren Zustand hätten führen können, der die Flugsicherheit ernsthaft gefährdet, vom Teil-145-Instandhaltungsbetrieb B, der vom gewerbsmäßigen Betreiber B für die Durchführung von Instandhaltungsarbeiten vertraglich gebunden war, dem PCA zu melden gewesen (Meldung besonderer Ereignisse).

## **2.2 Luftfahrzeug**

### **2.2.1 Beladung und Schwerpunkt**

Beladung und Schwerpunkt des Hubschraubers hatten keinen nachweisbaren Einfluss auf das Unfallgeschehen.

### 2.2.2 Luftfahrzeug Wartung

Für Instandhaltungsarbeiten vom Ausbau des zu überholenden Turbinenmoduls anlässlich der letzten Überholung bis zum Unfallflug, für die Arbeitsberichte und Teil-145-Freigabebescheinigungen „*Work Report & Aircraft Certificate of Release to Service*“ vom Teil-145-Instandhaltungsbetrieb B ausgestellt waren, waren im Luftfahrzeug-Bordbuch des Hubschraubers Teil-145-Freigabeerklärungen eingetragen.

Darüber hinaus waren im Luftfahrzeug-Bordbuch des Hubschraubers neben den vom Betreiber A in der Funktion des verantwortlichen Piloten erfassten technischen Kontrollflügen („*Techn. Check*“) keine Einträge enthalten, welche auf andere Störungen, wahrgenommene Schäden oder technische Mängel am Hubschrauber nach dem erstmaligen Einbau des überholten Turbinenmoduls hindeuten würden.

In der Liste aufgeschobener Instandhaltungsarbeiten (Hold Item List), Stand 22.11.2005, schienen keine Lufttüchtigkeitsanweisungen oder technischen Mitteilungen auf, deren Durchführung das Triebwerk betrafen und deren Fälligkeit am Unfalltag überschritten war.

Schriftliche Freigaben des Teil-145-Instandhaltungsbetriebs B zur Durchführung von Kontrollflügen gemäß den anwendbaren Instandhaltungsunterlagen (maintenance check flight) vor Erteilung einer Teil-145-Freigabe waren im Luftfahrzeug-Bordbuch des Hubschraubers nach dem erstmaligen Einbau des überholten Turbinenmoduls nicht eingetragen.

Allfällige andere Instandhaltungsaufzeichnungen des Hubschraubers über festgestellte bzw. behobene Mängel vom Ausbau des zu überholenden Turbinenmoduls bis zum Unfallflug waren nicht verfügbar bzw. wurden nicht vorgelegt.

Laut Betreiber A musste nach Überholung und Einbau des Turbinenmoduls ein in seiner Anwesenheit durchgeführter Triebwerksstandlauf wegen Aufleuchten der Spänewarnung abgebrochen werden. In den verfügbaren Instandhaltungsaufzeichnungen des Hubschraubers lag ein diesbezüglicher Eintrag nicht vor.

Laut Betreiber A betrug der Triebwerksölverbrauch zwischen der letzten Instandhaltung und dem Unfallflug ca. 3,5 l und es waren Ölverschmutzungen auf der vertikalen Stabilisierungsflosse (Fin) vorhanden. In den verfügbaren Aufzeichnungen über die Aufrechterhaltung der Lufttüchtigkeit des Hubschraubers lagen diesbezüglich keine Einträge vor. Insbesondere wurden im Luftfahrzeug-Bordbuch des Hubschraubers keine

Aufzeichnungen über die Schmierstoffaufnahme geführt, welche Rückschlüsse auf den tatsächlichen Triebwerksölverbrauch zulassen würden.

### **Überholung des Turbinenmoduls**

Die Überholung des Turbinenmoduls ca. 48 Betriebsstunden vor dem Triebwerksversagen wurde durch den Teil-145-Instandhaltungsbetrieb C durchgeführt. Für das überholte Turbinenmodul wurde eine Teil-145 Freigabebescheinigung (EASA-Formular-1) ausgestellt.

Anlässlich der Überholung war das Turbinenrad #3 P/N 23065833 anstelle des Turbinenrads #3 P/N 23001967 neu eingebaut worden.

Formell war der Einbau des Turbinenrads #3 P/N 23065833 in M250-C20R/2 Triebwerken zulässig. Der Einbau von Turbinenrädern #3 P/N 23065833 war nur für M250-C20W Triebwerke mit technischer Mitteilung CEB-1387 untersagt. Für M250-C20R/2 Triebwerke galt dies nicht.

Ein im Ermessen von Instandhaltungsbetrieb C gelegener Prüfstandlauf war Bestandteil der Überholung des Turbinenmoduls. Die aufgezeichneten Schwinggeschwindigkeiten radialer Schwingungen (Massenschwingungen) am Turbinenmodul lagen unter den für das Turbinenmodul festgelegten Grenzwerten der mittleren Schwinggeschwindigkeit gemäß M250-C20R Series OM 72-00-00. Der während der beiden Testläufe im Prüfstandlaufprotokoll erfasste N2-Drehzahlbereich dokumentierte ein wiederholtes Durchfahren des gemäß M250-C20 Series Alert CEB A-1400 (M250-C20R Series CEB A-72-4095) *“ENGINE, TURBINE ASSEMBLY, STEADY-STATE OPERATION AVOIDANCE RANGE LIMIT”* (siehe Anhang D2) als resonanzkritisch erkannten N2-Drehzahlbereich von Turbinenrad #3 P/N 23065833. Aufzeichnungen über einen stationären Betrieb im resonanzkritischen N2-Drehzahlbereich lagen nicht vor.

Ein Prüfstandlauf gemäß M250-C20R Series OM 72-00-00 wäre nicht erforderlich gewesen, wenn das Turbinenmodul (Turbine Assembly) allen sonstigen Anforderungen des M250-C20R Series OM entsprach, alle zutreffenden technischen Mitteilungen (Distributor Information Letters, Commercial Service Letters) angewendet wurden und ein Standlauf *„Check Run“* in Übereinstimmung mit M250-C20R Series OMM 72-00-00 nach dem Einbau in das Triebwerk des gegenständlichen Hubschraubers vorgenommen worden wäre.

Der Prüfstandlauf war in der Teil-145-Freigabebescheinigung des Turbinenmoduls nicht vermerkt.

Vom Teil-145-Instandhaltungsbetrieb B wurde das überholte Turbinenmodul mit dem restlichen Triebwerk des Hubschraubers zusammengestellt. Die Durchführung aller vom Ausbau des Turbinenmoduls anlässlich der letzten Überholung bis zum Unfallflug dokumentierten Instandhaltungsarbeiten am Hubschrauber erfolgten im Geltungsbereich des genehmigten Teil-145-Instandhaltungsbetriebshandbuchs („MOE“) von Instandhaltungsbetrieb B.

### **Instandhaltung des Triebwerks nach Überholung**

Im Arbeitsbericht mit Teil-145-Freigabebescheinigung vom **22.11.2005**, ausgestellt vom Teil-145-freigabeberechtigten Luftfahrzeugwart A, war der erstmalige Einbau des überholten Turbinenmoduls augenscheinlich vom Luftfahrzeugwart A als ausführenden Luftfahrzeugwart abgezeichnet. Aus der Instandhaltungsbescheinigung ging nicht hervor, ob das im Instandhaltungsbetriebshandbuch („MOE“) von Instandhaltungsbetrieb B vorgesehene Vier-Augen-Prinzip (Duplicate Inspection System), wie es beim Einbau von Triebwerken in Luftfahrzeuge grundsätzlich vorgesehen war, auch beim Einbau des Turbinenmoduls tatsächlich angewendet wurde.

Da im Arbeitsbericht lediglich der Aus- und Einbau des Turbinenmoduls, nicht jedoch der Aus- und Einbau des Triebwerks M250-C20R/2 erfasst war, waren hierfür die Instandhaltungsanweisungen gemäß Instandhaltungshandbuch M250-C20R Series OMM (CSP 21007) maßgeblich.

Luftfahrzeugwart C war zur selbständigen Durchführung von Instandhaltungsarbeiten gemäß Instandhaltungshandbuch M250-C20R Series OMM (CSP 21007) auf dem im Hubschrauber Type BELL 206L eingebauten M250-C20R/2 Triebwerk berechtigt.

Die beim Ausbau des zu überholenden Turbinenmoduls gemäß M250-C20R Series OMM (CSP 21007) vorgesehene Überprüfung der Arbeitsturbinenkupplung (Turbine to Pinion Gear Coupling) war im Arbeitsbericht nicht erfasst. Der Ausbau des Turbinenmoduls war augenscheinlich vom Luftfahrzeugwart C als ausführenden Luftfahrzeugwart abgezeichnet, der laut Stellungnahme des Instandhaltungsbetriebs B die Überprüfung der Arbeitsturbinenkupplung vorgenommen und für in Ordnung befunden hatte, weshalb diese nicht dem zu überholenden Turbinenmodul beigegeben war.

Grundsätzlich wären alle Einzelheiten der durchgeführten Instandhaltungsarbeiten in den Instandhaltungsaufzeichnungen vom Teil-145-Instandhaltungsbetrieb B zu erfassen und alle Nachweise für die Ausstellung der Freigabebescheinigungen vom Teil-145-Instandhaltungsbetrieb B aufzubewahren gewesen.

Instandhaltungskontrolllisten (Checklist), in denen Einzelheiten der vom Ausbau des zu überholenden Turbinenmoduls bis zum Unfallflug durchgeführten Instandhaltungsarbeiten erfasst und von den ausführenden Luftfahrzeugwarten abgezeichnet wären, waren nicht vorgesehen.

Die Befundung der Arbeitsturbinenkupplung nach dem Unfall erbrachte keine dem Prüfergebnis widersprechenden Erkenntnisse.

Im Anschluss an den erstmaligen Einbau des überholten Turbinenmoduls war vom Betreiber A in der Funktion des verantwortlichen Piloten im Luftfahrzeug-Bordbuch des Hubschraubers ein technischer Kontrollflug (Art und Zweck des Fluges: „*Techn. Check*“) am 23.11.2005 bei Hubschrauber TSN 7703:15 von 10 Minuten Dauer eingetragen. Die im Arbeitsbericht vom 22.11.2005 vermerkte Gesamtflugzeit des Hubschraubers entsprach jener vor dem Kontrollflug (TSN 7703:15 Stunden), während die mit Teil-145-Freigabeerklärung vom 22.11.2005 im Luftfahrzeug-Bordbuch vermerkte Gesamtflugzeit des Hubschraubers jener nach dem Kontrollflug entsprach („*T.T. AIRFRAME: 7703:25 hrs*“).

Da im Luftfahrzeug-Bordbuch des Hubschraubers am 22.11.2005 keine Flüge eingetragen waren, kämen für den im Arbeitsbericht vom 22.11.2005 laut Stellungnahme des Instandhaltungsbetriebs B fälschlicherweise als „*Engine performance check as per flight manual section 5*“ bezeichneten „*Check run*“ und „*Schwebeflug in Bodennähe*“ lediglich ein Standlauf am Boden und ein Schwebeflug im Bodeneffekt am Hubschrauberlandeplatz Kirchberg an der Raab (LODL) (Rollen im Schwebeflug) in Betracht.

Ein Standlauf (Check run) gemäß M250-C20R Series OMM 72-00-00 waren insbesondere nach jedem Aus- bzw. Einbau des Turbinenmoduls oder eines Kraftstoffreglers (Gas Producer Fuel Control, PT Governor) zwingend vorgeschrieben und erforderten die Überprüfung der hierfür relevanten Parameter sowie die schriftliche Aufzeichnung allfälliger Störungen, insbesondere Undichtheiten oder ungewöhnliche bzw. übermäßige Schwingungen. Im Anschluss an den Standlauf war das Triebwerk einer Sichtprüfung zu unterziehen.

Da der anlässlich der Überholung des Turbinenmoduls durchgeführte Prüfstandlauf keine Aussagekraft über das Betriebsverhalten des Triebwerks im Hubschrauber hatte, wäre ein Standlauf (Check run) gemäß M250-C20R Series OMM 72-00-00 erforderlich gewesen.

Der Arbeitsbericht vom 22.11.2005 war in Hinblick auf die Durchführung des Standlaufs (Check run) gemäß M250-C20R Series OMM 72-00-00 unvollständig.

Das im Flughandbuch des Hubschraubers BELL Model 206L FLIGHT MANUAL (BHT-206L-FM-1), Section 5, sowie Flughandbuch Ergänzung #S1035H STC SH4169NM für Leistungstests (Power check) beschriebene Verfahren setzte einen Schwebeflug unter Beachtung der empfohlenen Windgeschwindigkeiten mit ausgeschalteter Triebwerkenteisungsanlage voraus („Zero Airspeed“, „Anti-Ice OFF“, „GEN OFF“, „Cabin Heat OFF“). Der letzte dokumentierte Leistungstest erfolgte vor dem Ausbau des zu überholenden Turbinenmoduls anlässlich der letzten planmäßigen Instandhaltung des Triebwerks. Aufgrund der Eintragungen im Luftfahrzeug-Bordbuch des Hubschraubers kämen für einen allfälligen Leistungstest (Power Check) sowohl vom Betreiber A als verantwortlicher Pilot durchgeführte Flüge als auch allfällige Schwebeflüge im Bodeneffekt am Hubschrauberlandeplatz Kirchberg an der Raab (LODL) (Rollen im Schwebeflug) in Betracht.

Allfällige Protokolle über die Ergebnisse durchgeführter Standläufe (Check run), Leistungstests (Power Check) und Kontrollflüge („Techn. Check“) nach dem erstmaligen Einbau des überholten Turbinenmoduls in das Triebwerk des Hubschraubers waren nicht verfügbar. Insbesondere die Durchführung von aussagekräftigen Leistungstests gemäß Flughandbuch BHT-206L-FM-1 erforderte die Verwendung eines Leistungstestdiagramms analog „Power Check Chart“ zur Erfassung bzw. Auswertung der hierfür relevanten Parameter.

Im Arbeitsbericht mit Teil-145-Freigabebescheinigung vom **29.03.2006**, ausgestellt vom hierfür Teil-145-freigabeberechtigten Luftfahrzeugwart B, war der Tausch des Dichtrings zur Abdichtung des Arbeitsturbinenreglers (PT Governor) zum Anschlussflansch am Getriebedeckel augenscheinlich vom Luftfahrzeugwart B als ausführenden Luftfahrzeugwart abgezeichnet. Der Tausch des Dichtrings, der den Aus- und Einbau des Arbeitsturbinenreglers erforderte, war als gemäß Instandhaltungshandbuch BELL HELICOPTER TEXTRON BHT-206L-MM-1 durchgeführt vermerkt, dass bei Instandhaltungsarbeiten am Triebwerk auf das Instandhaltungshandbuch des Triebwerkherstellers verwies.

Nach dem Tausch von Triebwerksbauteilen, welche das Kraftstoffreglersystem (Fuel Control System) betreffen, war vom Hubschrauberhersteller eine Überprüfung des Hubschraubers auf Drehschwingungen gemäß BHT-206L-MM-1 (Torsional Oscillation) empfohlen, jedoch nicht zwingend gefordert.

In den verfügbaren Aufzeichnungen über die Aufrechterhaltung der Lufttüchtigkeit des Hubschraubers waren weder die Durchführung eines diesbezüglichen Kontrollflugs noch das Auftreten von Drehschwingungen am Hubschrauber vermerkt.

Der nach jedem Aus- bzw. Einbau des Arbeitsturbinenreglers (PT Governor) durchzuführende Standlauf (Check run) gemäß M250-C20R Series OMM 72-00-00 war im Arbeitsbericht vom 29.03.2006 nicht vermerkt.

Anlässlich der letzten dokumentierten Instandhaltung vor dem Unfallflug war im Arbeitsbericht mit Teil-145-Freigabebescheinigung vom **12.05.2006**, ausgestellt vom hierfür Teil-145-freigabeberechtigten Luftfahrzeugwart B, wegen Ölaustritt zwischen Getriebemodul und Turbinenmodul der Tausch des Dichtrings P/N 6851501-160 (Seal) augenscheinlich vom Luftfahrzeugwart B als ausführenden Luftfahrzeugwart abgezeichnet.

Der Tausch des Dichtrings zur Abdichtung der Lagerbüchse 3/4 (Pinion Bearing Cage) zum Getriebedeckel erforderte den neuerlichen Aus- und Einbau des Turbinenmoduls und war als gemäß Instandhaltungshandbuch M250-C20R Series OMM (CSP 21007) durchgeführt vermerkt. Aus der Instandhaltungsbescheinigung ging nicht hervor, ob beim Einbau des Turbinenmoduls das Vier-Augen-Prinzip (Duplicate Inspection System) angewendet wurde.

An der betreffenden Dichtstelle am Getriebedeckel war überdies eine Dichtmasse aufgebracht, die im Widerspruch zur Ursachenzuordnung der Ölundichtheit im Bereich Getriebe-Turbine laut Freigabebescheinigung stand (Tausch des Dichtrings P/N 6851501-160) und in den verfügbaren Instandhaltungsaufzeichnungen nicht erfasst war. Sowohl RR in dessen 250-C20R Series Overhaul Manual als auch BELL in dessen BHT-206L-MM-1 Maintenance Manual, führen mehrere Dichtmassen an, welche zum Abdichten von Undichtheiten verwendet werden dürfen.

Gemäß Instandhaltungshandbuch M250-C20R Series OMM 72-00-00 war eine Überholung des Getriebemoduls abhängig vom Zustand „On Condition“ durchzuführen. Auf Basis der anlässlich der letzten Überholung des Turbinenmoduls erstellten Komponenten-



Betriebszeiten-übersicht waren bis zur nächsten vorgesehenen Inspektion des Getriebemoduls nominell noch ca. 81 Betriebsstunden offen (TBI 3500 Stunden).

In Hinblick auf die Behebung der Ölundichtheit im Bereich Getriebe-Turbine in Übereinstimmung mit den zutreffenden Instandhaltungsanweisungen für M250-C20R Series Triebwerke wären unvollständige Instandhaltungsarbeiten vom Teil-145-Instandhaltungsbetrieb B dem Betreiber B (konkret dem Postholder Continuing Airworthiness) des Hubschraubers mitzuteilen gewesen, um dessen Zustimmung zur Behebung solcher Mängel einzuholen, welche beispielsweise im Tausch der Lagerbüchse 3/4 oder des Getriebedeckels hätte bestehen können. Sollte der Betreiber B (Postholder Continuing Airworthiness) ablehnen, dass solche Instandhaltungsarbeiten durchgeführt werden, wären alle nicht durchgeführten Instandhaltungsarbeiten, die die Flugsicherheit ernsthaft gefährden, in der Freigabebescheinigung für den Hubschrauber zu vermerken gewesen.

Darüber hinaus wären alle den Hubschrauber beeinträchtigende Zustände, die zu einem unsicheren Zustand hätten führen können, der die Flugsicherheit ernsthaft gefährdet, vom Teil-145-Instandhaltungsbetrieb B, der vom gewerbsmäßigen Betreiber B (Luftfahrtunternehmen) für die Durchführung von Instandhaltungsarbeiten vertraglich gebunden war, dem Betreiber B (Postholder Continuing Airworthiness) zu melden gewesen (Meldung besonderer Ereignisse).

Im Falle einer Ölundichtheit des Triebwerks richtete sich die Beurteilung, ob ein die Flugsicherheit ernsthaft gefährdender Umstand vorlag, nach dem tatsächlichen Triebwerksölverbrauch. Dieser lag jedoch nach Aussage des Betreibers A nicht vor. Dieser gab einen Ölverbrauch von ca. 3,5 l Triebwerksöl seit Überholung des Turbinenmoduls (TSO 47:53 Stunden) an. Diese Angaben decken sich mit dem Luftfahrzeug-Bordbuch. Ein erhöhter Triebwerksölverbrauch (Undichtheit) lag damit gemäß den Vorgaben des Instandhaltungshandbuch M250-C20R Series OMM nicht vor.

Im Arbeitsbericht vom 12.05.2006 waren die gemäß Instandhaltungshandbuch BELL HELICOPTER TEXTRON BHT-206L-MM-1 durchzuführenden Instandhaltungsarbeiten (Tausch eines Verbindungsstücks am Freilauf, Durchführung des Standlaufs „Ground run“) waren augenscheinlich vom Luftfahrzeugwart C als ausführenden Luftfahrzeugwart abgezeichnet.

Da Luftfahrzeugwart C über keine gültige Typenberechtigung für Hubschrauber der Type BELL 206L verfügte wären diese Instandhaltungsarbeiten zum Zwecke der Schulung unter Aufsicht des vom Instandhaltungsbetrieb B mit Teil-145-Freigabeberechtigung (Certification Authorisation) hierzu ermächtigten Luftfahrzeugwart B zulässig gewesen, der anstelle von Luftfahrzeugwart C als ausführender Luftfahrzeugwart zu gelten hatte.

Die vom Luftfahrzeugwart B erteilte Teil-145-Freigabebescheinigung vom 12.05.2006 für den Hubschrauber schloss die Bestätigung ein, dass die vom Luftfahrzeugwart C ausgeführten Instandhaltungsarbeiten unter Einhaltung des Teil-145-Instandhaltungsbetriebshandbuchs („MOE“) und des Instandhaltungshandbuchs BHT-206L-MM-1 durchgeführt wurden.

Der Standlauf mit Sichtprüfung (Ground Run and Leakage Test), war als gemäß Instandhaltungshandbuch BELL HELICOPTER TEXTRON BHT-206L-MM-1 durchgeführt vermerkt, das bei der Durchführung von Triebwerksstandläufen (Engine check run) auf das Instandhaltungshandbuch des Triebwerkherstellers verwies.

Der Arbeitsbericht vom 12.05.2006 war in Hinblick auf die Durchführung des Standlaufs (Check run) gemäß M250-C20R Series OMM 72-00-00, der insbesondere nach jedem Aus- bzw. Einbau des Turbinenmoduls zwingend vorgeschrieben war, unvollständig.

Die Feststellung von Luftfahrzeugwart C im Arbeitsbericht vom 12.05.2006, dass keine Undichtheiten gefunden wurden, unterschied nicht zwischen der Ölundichtheit des Freilaufs (Zelle) und der Ölundichtheit im Bereich Getriebe-Turbine (Triebwerk).

Im Anschluss an den neuerlichen Einbau des Turbinenmoduls war vom Betreiber A in der Funktion des verantwortlichen Piloten im Luftfahrzeug-Bordbuch des Hubschraubers ein technischer Kontrollflug („*Techn. Check*“) am 11.05.2006 bei Hubschrauber TSN 7718:38 von 5 Minuten Dauer eingetragen. Die im Arbeitsbericht vom 12.05.2006 und mit Teil-145-Freigabeerklärung vom 12.05.2006 im Luftfahrzeug-Bordbuch vermerkte Gesamtflugzeit entsprach jener vor dem Kontrollflug („*T.T. AIRFRAME: 7718:38 hrs*“). Ein weiterer technischer Kontrollflug war vom Betreiber A in der Funktion des verantwortlichen Piloten im Luftfahrzeug-Bordbuch des Hubschraubers am 18.05.2006 bei Hubschrauber TSN 7718:42 eingetragen.

Eine Freigabe des Teil-145-Instandhaltungsbetriebs B zur Durchführung des Kontrollflugs vor Erteilung einer Teil-145-Freigabe war im Luftfahrzeug-Bordbuch des Hubschraubers

nicht vermerkt. Der im Arbeitsbericht vom 12.05.2006 nicht erfasste Kontrollflug musste daher in Anwesenheit des Teil-145-freigabeberechtigten Luftfahrzeugwarts B durchgeführt werden.

Aufgrund der Eintragungen im Luftfahrzeug-Bordbuch des Hubschraubers kämen für den im Arbeitsbericht vom 12.05.2006 laut Stellungnahme des Instandhaltungsbetriebs B als „*Ground Run*“ bezeichneten „*Check run*“ lediglich ein Standlauf am Boden bzw. ein Schwebeflug im Bodeneffekt am Hubschrauberlandeplatz Kirchberg an der Raab (LODL) in Betracht (Rollen im Schwebeflug).

In den verfügbaren Aufzeichnungen über die Aufrechterhaltung der Lufttüchtigkeit des Hubschraubers waren nach dem erstmaligen Einbau des überholten Turbinenmoduls weder übermäßige Schwingungen (Excessive Vibration) des Triebwerks noch Schwingungsmessungen (Vibration Test) am Triebwerk gemäß Instandhaltungshandbuch M250-C20R Series OMM 72-00-00 dokumentiert.

Schwingungsmessungen gemäß M250-C20R Series OMM 72-00-00 dienten der Erfassung radialer Schwingungen (Massenschwingungen) zur Lokalisierung der Schwingungsquelle und waren zwingend vorgesehen, wenn anlässlich eines Triebwerkstandlaufs (Check run) übermäßige Schwingungen des Triebwerks mit unbekannter Ursache festgestellt worden wären. Als übermäßige Schwingungen gelten gemäß M250-C20R Series OMM 72-00-00 in jedem Fall mittlere Schwinggeschwindigkeiten von mehr als 1,5 IPS. Anlässlich der beiden Prüfstandläufe nach Überholung des Turbinenmoduls wurden Schwinggeschwindigkeiten zwischen 0,08 IPS und 0,2 IPS aufgezeichnet.

Periodisch wiederkehrende Schwingungsmessungen gemäß M250-C20R Series OMM 72-00-00 waren für die Triebwerk-Hauptbaugruppen Verdichter, Getriebe und Turbine empfohlen, um anhand der Schwingungssignaturen Veränderungen im Schwingungsverhalten des Triebwerks feststellen zu können.

Wäre nach dem erstmaligen Einbau des überholten Turbinenmoduls eine Schwingungsmessung durchgeführt worden, hätte nach dem neuerlichen Einbau des Turbinenmoduls eine vergleichende Schwingungsmessung durchgeführt werden können, um Rückschlüsse auf Veränderungen im Betriebsverhalten des Triebwerks ziehen zu können.

Das ca. 32:30 Betriebsstunden nach dem neuerlichen Einbau des Turbinenmoduls eingetretene Triebwerksversagen hätte sich innerhalb des für Schwingungsmessungen gemäß M250-C20R Series OMM 72-00-00 empfohlenen 100-Stunden-Intervalls ereignet.

### **2.2.3 Technische Untersuchung**

Das Turbinenrad #3 P/N 23065833 der Arbeitsturbine (N2) wies ein geschlitztes Schaufeldeckband mit 5 Schaufelpaketen zu je 6 Schaufeln auf. Die letzte Schaufel (Endschaufel) aus einem Schaufelpaket war vollständig herausgebrochen (Schwingriss mit Ausgang von der Profilhinterkante). In ähnlichen Schaufelpositionen waren drei weitere Anrisse makroskopisch erkennbar. Die Prüfung des Anrisses aus einer intakten Endschaufel ergab ein mit der Bruchfläche der herausgebrochenen Endschaufel vergleichbares Schadensbild.

Die technische Untersuchung ergab, dass die Ursache des Turbinenschadens ein Schwingbruch der Endschaufel des Turbinenrads #3 P/N 23065833 ausgehend von der Profilhinterkante war.

Das Schwingrissgeschehen an allen geprüften Schaufelfraktionen ist als hochfrequenter Schwingbruch (HCF) zufolge hochfrequenter Schwinganregung einzustufen.

Dieser Ablauf ist laut Aussage von MTU typisch für das Versagen von Bauteilen unter Eigenresonanz.

Die unterschiedlich erscheinenden Schwinglinienzonen des schnellen Risswachstums waren auf einfache Weise nicht zu erklären. Eine schrittweise Veränderung der Eigenfrequenz des Systems zufolge der Steifigkeitsänderung nach Maßgabe der Rissausbreitung wird angenommen. Grundsätzlich können solche Systemverstimmungen auch von außen aufgegeben worden sein.

Wegen des beschriebenen Phänomens und der offensichtlich unterschiedlichen Rissfortschrittsraten wurde auf eine Zählung von „*Rastlinien*“ verzichtet.

Grundsätzlich weisen hochfrequente Schwingbrüche eine hohe Ausbreitungsgeschwindigkeit auf, sodass es innerhalb weniger Betriebsstunden zum Schaufelbruch kommen konnte. Die letzte Instandhaltung am Triebwerk wurden ca. 32:30 Betriebsstunden vor dem Schaufelbruch durchgeführt.

Als primäre Versagensursache wurden sohin hochfrequente, axiale Schwinganregung (Eigenresonanz) des Schaufelkranzes des Laufrads von Turbinenstufe #3 erkannt. Für die Anregung axialer Schaufelschwingungen kamen Gasstrahlschwingungen in Betracht.

Die Messung radialer Schwingungen nach Neueinbau des Turbinenmoduls (Massenschwingungen) hätte das Problem der sog. „*Tellerschwingungen*“ des Schaufelkranzes nicht erkennen lassen.

Als primäre Schadenursache war sohin ein Schaufelbruch zufolge Schwinganriss am Turbinenrad #3 P/N 23065833 ausgehend von der Schaufelhinterkante zu sehen.

Aus dem Schadensbild des Triebwerks wurde ein möglicher Beschädigungsablauf rekonstruiert:

- Als Initialversagen ist ein Schaufelbruch des Laufrads der Turbinenstufe #3 P/N 23065833 der Arbeitsturbine (N2) anzusehen. Die Schäden am Leitkranz der Turbinenstufe #3 an der Abströmseite scheinen von der abgerissenen Schaufel des Laufrads der Stufe #3 zu stammen.
- Die Schäden an der Turbinenstufe #4 sind als Folgeproblem einzustufen.
- Der Primärschaden am Laufrad der Turbinenstufe #3 und die mechanischen Folgeschäden am Laufrad der Turbinenstufe #4 führten zu Unwuchterscheinungen mit massiven Vibrationen, die zum Blockieren und Herausreißen von Lager #5 aus der Verankerung im Abgasgehäuse führten. Die Lagerlaufflächen und Wälzkörper waren nicht verschlissen.
- Wenn das Lager #5 blockiert, wird das Abgasgehäuse im Drehmomentsinn verdreht (im Uhrzeigersinn). Damit sind Risse an einem der beiden Abgasrohre (Outlet Ducts) erklärbar. Der Versagensmodus des fast vollständig abgerissenen rechten Abgasstutzens und der aus dem Abgasgehäuse gerissenen Ölbalgendichtung entsprach der Drehrichtung der Welle von Lager #5 (im Uhrzeigersinn).
- Nach dem Versagen von Lager #5 verloren die äußere Arbeitsturbinenwelle und die Verbindungswelle zwischen Gaserzeugerturbine und Verdichter (Gaserzeugerkupplung) ihren Halt. Die Folge war Rotations-Biegeüberlast der Gaserzeugerkupplung, welche zu Längsrissen und in weiterer Folge zum Abreißen der Gaserzeugerkupplung und Ausfall des Verdichters führte.
- Nach Versagen des Verdichterantriebs waren durch Verbrennungsluftmangel und Missverhältnis des Luft- und Kraftstoffgemisches die thermischen Überlastungen an

den Laufrädern der beiden Turbinenstufen der Gaserzeugerturbine (N1) und die Verrußung des inneren Brennkammergehäuses eingetreten.

Die Versagensabfolge war sehr schnell. Die Triebwerksleistung war schlagartig abgefallen. Alle weiteren Triebwerksschäden waren als Folgeschäden einzustufen.

Das Austreten von Fragmenten von Lager #5 aus dem Turbinenmodul (nicht eingedämmter Triebwerksschaden) erfolgte ausschließlich durch das beschädigte Abgasgehäuse und führte zu keinen unfallrelevanten Folgeschäden.

Für die in den Brennkammern gefundenen Rückstände (geschmolzene nicht-magnetische Kügelchen, schwarze Fäden) kommen die Schutzbeschichtung der Lauf- und Leitschaufeln sowie des Gehäuses des Axialverdichters in Betracht (Alumnide Coating; Abradable Seal Coating/Plastic Coating), wenn es durch massive Vibrationen zu einem Anstreifen des Verdichterrisors an das Verdichtergehäuse kommt.

Anlässlich der letzten Überholung des Turbinenmoduls wurde abschließend ein Prüfstandlauf durchgeführt, der Messungen radialer Schwingungen (Massenschwingungen) am Turbinenmodul einschloss, welche keine Grenzwertüberschreitung der mittleren Schwinggeschwindigkeit der Turbine gemäß Instandhaltungshandbuch M250-C20R Series OM 72-00-00 infolge übermäßiger N2-Schwingungen erbrachte.

Wäre der Zerstörungsablauf durch primäres Versagen von Lager #5 (oder einem anderen Lager) eingeleitet worden, wäre der Fehler frühzeitig durch Spänewarnung (ENG CHIP) über die Magnetstopfen des Getriebes signalisiert worden, da dem Lagerversagen Verschleiß mit Metallabrieb vorausgegangen wäre.

Der Verschraubungszustand der Turbinenspannmutter (PT Outer Nut) und der inneren Nutmutter der Arbeitsturbinenwelle (PT Inner Nut) lieferte keine Anhaltspunkte für ein Losewerden, welches N2-Schwingungen hätte auslösen können. Gleiches galt für den Zustand der Stirnbogenverzahnung der von M250-C20R Series Alert CEB A-72-4093 betroffenen äußeren Arbeitsturbinenwelle (PT Outer Shaft).

Ein Verfahren zum Spielausgleich zwischen Getriebemodul und Turbinenmodul („*Gearbox-to-turbine shims*“) analog dem Verfahren zum Spielausgleich zwischen Verdichtermodul und Getriebemodul gemäß Instandhaltungshandbuch M250-C20R Series OMM 72-30-00

war laut Stellungnahme von RR vom 13.12.2007 auf M250-C20R Triebwerke technisch nicht anwendbar und daher in Hinblick auf N2-Schwingungen ohne Relevanz.

Sohin liegen keine anderen Hinweise auf mögliche Ursachen für radiale Schwingungen im N2-Drehzahlbereich vor als jene, welche nach dem Schaufelbruch an Turbinenrad #3 wirksam waren.

Für den Ölfilm auf der vertikalen Stabilisierungsflosse (Fin) kommen einerseits Ölundichtheit im Bereich Getriebe-Turbine, andererseits die Zerstörung der Öldichtungskonstruktion infolge Herausreißen der Ölbalgendichtung aus dem Abgasgehäuse in Betracht.

Durch das fast vollständige Abreißen des rechten Abgasstutzens gelangten Heißgase in den Triebwerksraum. Triebwerksöl, das aus dem Ölkreislauf des Turbinenmoduls in das Abgasgehäuse bzw. den Triebwerksraum austrat bzw. das durch Ölundichtheit im Bereich Getriebe-Turbine im Triebwerksraum allenfalls vorhanden war, konnte sich im Heißgasbereich entzünden.

Das Turbinenbrandschott zwischen Getriebemodul und Turbinenmodul trug zur Abschirmung der betreffenden Dichtstelle am Getriebedeckel bei. An der dort aufgebrauchten Dichtmasse waren keine Hinweise auf eine Entzündung der Dichtmasse erkennbar.

Auch in der Vergangenheit waren bereits vor dem gegenständlichen Unfall Schwingrissprobleme an Laufrädern der Turbinenstufe #3 in ALLISON 250 Serie II Triebwerken aufgetreten. Immer waren dabei Turbinenräder mit geschlitzten Schaufeldeckbändern involviert.

Per 19.02.2003 wurde mit technischer Mitteilung RR CEB-1387 der Austausch aller Turbinenräder #3 P/N 23065833 für M250-C20W Triebwerke wegen Resonanz verfügt.

Etwa 5 Monate nach dem gegenständlichen Unfall wurde per 22.12.2006 mit technischer Mitteilung M250-C20 Series Alert CEB A-1400 (M250-C20R Series CEB A-72-4095) *“ENGINE, TURBINE ASSEMBLY, STEADY-STATE OPERATION AVOIDANCE RANGE LIMIT”* (siehe Anhang D1), auf Schaufelschwingungen der Turbinenräder #3 P/N 23065818 und P/N 23065833 hingewiesen und eine zulässige durchgehende Betriebsdauer der

Arbeitsturbine (N2) von maximal 60 Sekunden im resonanzkritischen Drehzahlbereich festgelegt.

Laut einer Stellungnahme von RR vom 01.02.2007 haben vor dem gegenständlichen Unfall zumindest fünf Laufräder mit geschlitztem Schaufeldeckband (Shroud) der Turbinenstufe #3 in ALLISON 250 Serie II Triebwerken versagt. Bei vier Vorfällen handelte es sich um Turbinenräder P/N 23065833 (wie im vorliegenden Fall) und bei einem Vorfall um ein Turbinenrad P/N 23065818.

Die von RR durchgeführten Untersuchungen zur Klärung der Schadenursache(n) ergaben für das Turbinenrad #3 P/N 23065833 in Hubschraubern der Type BELL 206 L, welche, wie im gegenständlichen Fall, auf M250-C20R Triebwerke umgerüstet waren, einen resonanzkritischen N2-Drehzahlbereich zwischen 87 % und 95 %.

Das Turbinenrad #3 P/N 23001967, welches anlässlich der letzten Überholung des Turbinenmoduls ausgebaut wurde, war von den N2-Drehzahlbeschränkungen nicht betroffen.

Laut einer Stellungnahme von RR vom 31.01.2008 waren in Laufrädern der Turbinenstufe #3 P/N 23001967 wegen der ungeteilt durchgehenden Schaufeldeckbänder (Shrouds) zufolge thermischer Verformungen Risse eingetreten. Deshalb wurden optional Laufräder der Turbinenstufe #3 P/N 23065833 angeboten, die sich von Laufrädern der Turbinenstufe #3 P/N 23001967 lediglich durch geschlitzte Schaufeldeckbänder unterschieden und bereits in einzelnen Triebwerkstypen bewährt hatten.

Im Zuge der Betriebserfahrung und Prüfstandmessungen hatte sich allerdings herausgestellt, dass die geschlitzte Ausführung des Turbinenrads #3 in einzelnen Triebwerkstypen, z.B. M250-C20R Triebwerken, durch Resonanz zufolge Gasstrahlschwingungen versagen können. Deshalb wurden die Betriebsbeschränkungen mit M250-C20 Series Alert CEB A-1400 (CEB A-72-4095) erlassen und die Außerbetriebstellung von Turbinenrädern #3 P/N 23065833 nach mehr als 60 Sekunden durchgehenden Betriebs im resonanzkritischen N2-Drehzahlbereich verfügt. Dieses Bulletin war zum Zeitpunkt des gegenständlichen Unfalls noch nicht gültig.

Im Hubschrauber der Type BELL 206L ist das Turbinenmodul des M250-C20R Triebwerks lediglich über die Verschraubung von Abgasgehäuse und Getriebedeckel mit dem restlichen in der Hubschrauberzelle verankerten Triebwerk tragend verbunden.



Alle fünf Stehbolzen im Turbinenanschlussflansch des Getriebedeckels hatten Gewindeabdrücke in den Verbindungsbohrungen im Abgasgehäuse bewirkt. Der Stehbolzen in 8-Uhr-Position war infolge eines vom Bolzensitz im Turbinenanschlussflansch ausgehenden Anrisses lose und die Mutter nicht auf dem Anschlussflansch des Abgasgehäuses aufliegend.

Die vergleichende Betrachtung der Verbindungsbohrungen des Abgasgehäuses ergab visuell erkennbare Hinweise auf Relativbewegungen zwischen Turbine und Getriebe. Diese Vorgänge sind mit hoher Wahrscheinlichkeit vor dem Bruch der Streben am Lager #5 eingetreten, da andernfalls keine einschlägigen Kraftwirkungen denkbar sind.

Beim Blockieren von Lager #5 bzw. beim Anstreifen der Turbinenräder #3 und #4 im Abgasgehäuse nimmt die im Uhrzeigersinn drehende Arbeitsturbine (N2) das Abgasgehäuse mit und entgegengesetzt (gegen den Uhrzeigersinn) sind dann Abdrücke der Stehbolzen in den Verbindungsbohrungen des Abgasgehäuses am Getriebedeckel zu erwarten, während Schäden im Sitz des Stehbolzens in 8-Uhr-Position in umgekehrter Richtung (im Uhrzeigersinn) zu erwarten sind.

Der vom Sitz des Stehbolzens in 8-Uhr-Position ausgehende Anriss hatte sich im schwächsten Querschnitt des Turbinenanschlussflansches gebildet. Der Rissausbreitung in axialer Richtung entsprachen Zugspannungen im Turbinenanschlussflansch infolge von radial auf den Stehbolzen wirkenden Kräften.

Der ausgehend von der Risspitze plastisch verformt Sitz des Stehbolzens in 8-Uhr-Position entsprach den beim Blockieren von Lager #5 zu erwartenden Schäden im Bolzensitz.

Da der Schadenmechanismus, der den Schaufelbruch an Turbinenrädern #3 verursacht hatte, keine Rückschlüsse auf radiale Schwingungen (Massenschwingungen) als Schadenursache ergab, wird der Anriss im Turbinenanschlussflansch des Getriebedeckels nicht als schadenkausaler Mangel betrachtet.

Die über den Gewindeumfang gleichmäßig verhämmerten Stehbolzen lassen auf Relativbewegungen der ohne Gewindeeinsätze ausgeführten Stehbolzen in den Verbindungsbohrungen des Abgasgehäuses infolge radialer Schwingungen erkennen.

Die durch den Primärschaden am Laufrad der Turbinenstufe #3 und den mechanischen Folgeschäden am Laufrad der Turbinenstufe #4 hervorgerufenen Unwuchterscheinungen

der Arbeitsturbine (N2) mit massiven Vibrationen lassen eine höhere Schwingbelastung der Verbindung von Turbine und Getriebe erwarten als die im Normalbetrieb auftretenden N1- und N2-Schwingungen der intakten Turbine, die ohne Grenzwertüberschreitung anlässlich des Prüfstandlaufs im Zuge der letzten Überholung des Turbinenmoduls dokumentiert waren. Die Spurenlage lässt somit keine Rückschlüsse auf Relativbewegungen zwischen Turbine und Getriebe vor dem Schaufelbruch von Turbinenrad #3 zu.

Für den verhämmerten Gewindebereich am Stehbolzen in 8-Uhr-Position, der sich bis zur Mutter erstreckte, kommt ein Hinauswandern des Stehbolzens aus dem Sitz aufgrund von außen eingebrachter massiver Vibrationen in Betracht. Bei ansonsten intakter Verschraubung der übrigen 4 Stehbolzen des Getriebedeckels mit dem Abgasgehäuse wäre im Falle einer vorhergehenden Lockerung der Mutter des Stehbolzens in 8-Uhr-Position der zwischen Mutter und Anschlussflansch frei liegende Gewindebereich ohne Verhämmern geblieben.

Als wahrscheinlichste Ursache des Schaufelbruchs wurde nach Ausgrenzen anderer Einflüsse (äußere mechanische Wirkungen, Werkstoff-Strukturdefekte) der Betrieb des Triebwerks im resonanzkritischen Drehzahlbereich erkannt.

Wurde das Turbinenrad #3 P/N 23065833 durchgehend länger als 60 Sekunden stationär im resonanzkritischen N2-Drehzahlbereich betrieben, waren Lafradschäden nicht auszuschließen.

Instandhaltungsmängel waren als Schadenursache nicht erkennbar.

Aus den dargestellten technischen Zusammenhängen war auf keinen Kausalitätszusammenhang zwischen allfälligen formalen Abweichungen von durchgeführten Standläufen und dem Schwingversagen der Laufschaufel von Turbinenrad #3 zu schließen.

Hinsichtlich der Frage, ob Schwingungsmessungen (Vibration Test) gemäß M250-C20R Series OMM 72-00-00 anlässlich des Einbaus des Turbinenmoduls in das Triebwerk des Hubschraubers am 22.11.2005 und 12.05.2006 die Problematik des Schwingversagens von Turbinenrädern #3 P/N 23065833 hätte erkennen lassen, wurde laut Stellungnahme von RR vom 06.05.2008 festgestellt, dass der Schadenmechanismus, der den Schaufelbruch an Turbinenrädern #3 verursacht hatte (nämlich Gasstrahlschwingungen), durch Messungen

radialer Schwingungen (Massenschwingungen) vor einem kritischen Schaufelbruch nicht feststellbar gewesen wären.

### **2.3 Flugwetter**

Die Wetterbedingungen am Unfallort hatten keinen nachweisbaren Einfluss auf das Unfallgeschehen.

# 3 Schlussfolgerungen

## 3.1 Befunde

- Der Hubschrauber war in das österreichische Luftfahrzeugregister eingetragen.
- Für den Hubschrauber war ein gültiges Lufttüchtigkeitszeugnis ausgestellt. Die Verwendungsbescheinigung schloss gewerbsmäßige Beförderung und Personenbeförderung ein. Eine Nachprüfbescheinigung war ausgestellt. Der Unfall ereignete sich innerhalb der Überziehungsfrist von 3 Monaten, welche für den Zeitpunkt der nächsten periodischen Nachprüfung der Lufttüchtigkeit galt.
- Flugmasse und Schwerpunktlage des Hubschraubers zum Unfallzeitpunkt lagen innerhalb der Betriebsgrenzen des Hubschraubers.
- Der verantwortliche Pilot (Betreiber A) war im Besitz der erforderlichen Berechtigungen, um Hubschrauber der Type BELL 206L im Fluge nach Sichtflugregeln zu führen. Sie waren am Unfalltag gültig.
- Der verantwortliche Pilot (Betreiber A) verfügte sowohl auf einmotorigen Hubschraubern als auch auf dem Unfallmuster über ausreichend Flugerfahrung für das Flugvorhaben (Rundflug).
- Der verantwortliche Pilot (Betreiber A) war als Hubschrauber-Fluglehrer im praktischen Unterricht im Rahmen einer Flugschule tätig.
- Die Hubschrauberzelle war zum Unfallzeitpunkt vollständig.
- Mechanische Schäden an der Hubschrauberzelle waren durch Triebwerksversagen mit Folgebrand im Reiseflug sowie durch Hauptrotorblatteinschlag im Heckausleger (Tailboom) beim Aufsetzen im Zuge der Autorotationslandung wegen geringer Rotordrehzahl und ansteigendem Gelände eingetreten.
- Der vom Triebwerksversagen ausgelöste Folgebrand konnte durch den Piloten unter Zuhilfenahme mit dem an Bord des Hubschraubers befindlichen Kabinen-Handfeuerlöschers gelöscht werden.
- Das Triebwerksversagen erfolgte ohne Vorwarnung im Reiseflug.
- Aufgrund der weiterführenden Untersuchung bei MTU, im Beisein eines Vertreters des Triebwerksherstellers, konnten wichtige Erkenntnisse gewonnen werden, welche in Technischen Mitteilungen des Triebwerksherstellers weltweit publiziert wurde.
- Zwischen dem Instandhaltungsunternehmen B und dem Betreiber B bestand ein Wartungsvertrag.
- Der Postholder Continuing Airworthiness (PCA) war nur teilweise in Kenntnis der durchgeführten, geplanten und ungeplanten, Instandhaltungsarbeiten.

- Die Aufbewahrungspflicht bezüglich der Instandhaltungsaufzeichnungen für den Hubschrauber und für die darin eingebauten Komponenten wurde nicht umgesetzt.
- Nach der letzten Instandhaltung vor dem Unfallflug stellte der Pilot erhöhten Triebwerksölverbrauch und Ölverschmutzung auf der vertikalen Stabilisierungsflosse (Fin) fest, welche jedoch in den verfügbaren Aufzeichnungen über die Aufrechterhaltung der Lufttüchtigkeit des Hubschraubers nicht erfasst waren.
- Im Luftfahrzeug-Bordbuch des Hubschraubers wurden nach dem erstmaligen Einbau des überholten Turbinenmoduls keinerlei Aufzeichnungen über die Schmierstoffaufnahme geführt.
- Die vertikale Stabilisierungsflosse (Fin) wies nach dem Triebwerksversagen einen Ölfilm auf.
- Ein laut Betreiber A nach Überholung und Einbau des Turbinenmoduls abgebrochener Triebwerksstandlauf wegen Aufleuchten der Spänewarnung schien in den verfügbaren Instandhaltungsaufzeichnungen des Hubschraubers nicht auf.
- Eine von Lager #3, #4, #5 oder #6 ausgehende Spänewarnung (ENG CHIP) vor dem Triebwerksversagen war nicht dokumentiert.
- Anlässlich der letzten Überholung des Turbinenmoduls wurde Turbinenrad #3 P/N 23065833 der Arbeitsturbine (N2) anstelle von Turbinenrad #3 P/N 23001967 neu eingebaut.
- Formell war der Einbau von Turbinenrad #3 P/N 23065833 in M250-C20R/2 Triebwerken zulässig.
- Anlässlich der letzten Überholung des Turbinenmoduls wurden zwei Prüfstandläufe durchgeführt, die Messungen radialer Schwingungen (Massenschwingungen) am Turbinenmodul einschlossen.
- Die Prüfstandlauf-Aufzeichnungen zeigten keine Grenzwertüberschreitung der mittleren Schwinggeschwindigkeit des Turbinenmoduls gemäß Instandhaltungshandbuch M250-C20R Series OM 72-00-00. Der Prüfstandlauf war in der Teil-145-Freigabebescheinigung des Turbinenmoduls nicht vermerkt.
- Die Prüfstandlaufzeichnungen zeigten keinen stationären Betrieb im als resonanzkritisch erkannten N2-Drehzahlbereich von Turbinenrad #3 P/N 23065833 gemäß technischer Mitteilung M250-C20 Series Alert CEB A-1400 (M250-C20R Series CEB A-72-4095) *“ENGINE, TURBINE ASSEMBLY, STEADY-STATE OPERATION AVOIDANCE RANGE LIMIT”* (siehe Anhang D2).
- Die Betriebszeit von Turbinenrad #3 betrug zum Zeitpunkt des Schaufelbruchs ca. 47:53 Stunden.
- Der Schaufelbruch trat ca. 32:30 Stunden nach der letzten Instandhaltung des Triebwerks ein.

- Das Turbinenrad #3 P/N 23065833 wies ein geschlitztes Schaufeldeckband (Shroud) mit 5 Schaufelpaketen zu je 6 Schaufeln auf.
- Turbinenrad #3 P/N 23001967 war mit einem ungeteilt durchgehenden Schaufeldeckband ausgeführt.
- Bei Turbinenrädern #3 P/N 23001967 waren wegen der ungeteilt durchgehenden Schaufeldeckbänder (Shrouds) zufolge thermischer Verformungen Risse eingetreten.
- Am Turbinenrad #3 P/N 23065833 war die letzte Schaufel (Endschaufel) eines Schaufelpakets vollständig herausgebrochen und das Schaufeldeckband wies Anstreifschäden auf.
- Die Bruchfläche der herausgebrochenen Endschaufel wies einen Ermüdungsbruch ausgehend von der Profilhinterkante auf. In der Anrisszone waren keine Werkstoff-Struktur­mängel manifest oder äußere mechanische Einflüsse erkennbar.
- An weiteren drei Schaufelpaketen waren jeweils Anrisse an den Schaufelhinterkanten der Endschaufeln erkennbar.
- Die Prüfung des Anrisses einer intakten Endschaufel ergab ein mit der Bruchfläche der herausgebrochenen Endschaufel vergleichbares Schadensbild.
- Die Bruchfläche der herausgebrochenen Endschaufel und der untersuchten intakten Endschaufel mit Anriss wiesen Merkmale eines hochfrequenten Schwingbruchs (HCF) aufgrund axialer Schwinganregung durch Eigenresonanz auf („*Tellerschwingungen*“).
- Fragmente von Lager #5 traten aus dem Turbinenmodul aus (Folgeschaden eines nicht eingedämmten Triebwerksschadens).
- Der Grundwerkstoff von zwei Metallfragmenten, die lose im Triebwerk aufgefunden wurden, entsprach dem Grundwerkstoff von Turbinenrad #3.
- Der Leitkranz der Turbinenstufe #3 war anströmseitig unbeschädigt und wies an der Abströmseite mechanische Schäden auf.
- Der Leitkranz der Turbinenstufe #4 war abströmseitig beschädigt.
- Das Turbinenrad #4 wies an der Anströmseite mechanische Schäden und am ungeteilt durchgehenden Schaufeldeckband Anstreifschäden auf.
- Wälzkörper und ein Lagersicherungsring von Lager #5 traten aus dem Turbinenmodul aus (Folgeschaden eines nicht eingedämmten Triebwerksschadens).
- Die Drehrichtung der Welle von Lager #5 ist im Uhrzeigersinn.
- Die äußere Arbeitsturbinenwelle (PT Outer Shaft) wies Merkmale hoher Torsionsschubbeanspruchung auf.
- Die Druckstellen in der Stirnbogenverzahnung der äußeren Arbeitsturbinenwelle P/N 23037413 S/N UF24461 entsprachen nicht dem Abnutzungsbild gemäß technischer Mitteilung M250-C20R Series Alert CEB A-72-4093.
- Der rechten Abgasstutzen war annähernd vollständig abgerissen.

- Die Ölbalgendichtung (Oil Bellows Seal) mit der Nabe von Lager #5 war aus dem Abgasgehäuse gerissen. Die Streben am Lagerträger von Lager #5 waren gebrochen.
- Der Versagensmodus des rechten Abgasstutzens und der Ölbalgendichtung entsprach der Drehrichtung der Welle von Lager #5.
- Die Gaserzeugerkupplung (Turbine to Compressor Coupling) zeigte einen umlaufenden Gewaltbruch und am turbinenseitigen Fragment mehrere Längsrisse.
- Die Laufräder der beiden Turbinenstufen der Gaserzeugerturbine (N1) wiesen Überhitzungsschäden auf.
- Das innere Brennkammergehäuse (Combustion Liner Assy) war verrußt.
- Sowohl die innere Nutmutter (PT Inner Nut) als auch die Turbinenspannmutter (PT Outer Nut) hatten festen Sitz.
- Die Arbeitsturbinenkupplung (Turbine to Pinion Gear Coupling) wies Ausbrüche in der Verzahnung und Grate auf. Die Rissprüfung mittels Magnetpulverinspektion (MPI) brachte keine Risse zur Anzeige.
- Alle Schäden am Turbinenmodul waren Folgeschäden des Schaufelbruchs von Turbinenrad #3.
- Vor dem Triebwerksschaden waren Schwingrissprobleme an Laufrädern der Turbinenstufe #3 mit geschlitzten Deckbändern in ALLISON 250 Serie II Triebwerken aufgetreten. Bei vier von fünf Vorfällen waren Turbinenräder #3 P/N 23065833 betroffen.
- Zur Abhilfe wurden mit technischer Mitteilung M250-C20 Series Alert CEB A-1400 (M250-C20R Series CEB A-72-4095) für Turbinenräder P/N 23065833 N2-Drehzahlbeschränkungen erlassen und die Außerbetriebstellung nach durchgehend länger als 60 Sekunden Betrieb im resonanzkritischen N2-Drehzahlbereich verfügt. Die resonanzkritischen Drehzahlbereiche lagen unterhalb des normalen N2-Drehzahlbereichs von 100 %. Diese technische Mitteilung war zum Zeitpunkt des gegenständlichen Unfalls noch nicht gültig.
- Für das Turbinenrad #3 P/N 23065833 in Hubschraubern der Type BELL 206 L mit M250-C20R Triebwerk lag der kritische N2-Drehzahlbereich zwischen 87 % und 95 %.
- Das Turbinenrad #3 P/N 23001967 war von den N2-Drehzahlbeschränkungen nicht betroffen.
- Alle fünf Stehbolzen im Turbinenanschlussflansch des Getriebedeckels hatten Gewindeabdrücke in den Verbindungsbohrungen im Abgasgehäuse bewirkt und wiesen über den Gewindeumfang gleichmäßig verhämmerte Gewindebereiche auf. Die Stehbolzen waren ohne Gewindeeinsätze („Helicoils“) ausgeführt.

- Der Stehbolzen in 8-Uhr-Position war infolge eines vom Bolzensitz im Turbinenanschlussflansch ausgehenden Anrisses lose. Die Mutter war nicht auf dem Anschlussflansch des Abgasgehäuses aufliegend.
- Der verhämmerte Gewindebereich vom Stehbolzen in 8-Uhr-Position erstreckte sich bis zur Mutter.
- Der vom Sitz des Stehbolzens in 8-Uhr-Position ausgehende Anriss hatte sich im schwächsten Querschnitt des Turbinenanschlussflansches gebildet. Die Rissausbreitung erfolgte in axialer Richtung. Ausgehend von der Rissspitze war der Bolzensitz plastisch verformt.
- Ein Verfahren zum Spielausgleich zwischen Getriebemodul und Turbinenmodul gemäß Instandhaltungshandbuch M250-C20R Series OMM 72-00-00 („*Gearbox-to-turbine shims*“) war auf M250-C20R Triebwerke technisch nicht anwendbar.
- Für Instandhaltungsarbeiten, welche vom Ausbau des zu überholenden Turbinenmoduls bis zum Unfallflug vom Teil-145-Instandhaltungsbetrieb B durchgeführt wurden, waren Arbeitsberichte und Teil-145-Freigabebescheinigungen „*Work Report & Aircraft Certificate of Release to Service*“ ausgestellt und im Luftfahrzeug-Bordbuch des Hubschraubers Teil-145-Freigabeerklärungen eingetragen.
- Instandhaltungskontrolllisten (Checklist), in denen Einzelheiten der vom Ausbau des zu überholenden Turbinenmoduls bis zum Unfallflug durchgeführten Instandhaltungsarbeiten erfasst und von den ausführenden Luftfahrzeugwarten abgezeichnet wären, waren nicht vorgesehen und wurden auch im Wartungsvertrag zwischen dem Instandhaltungsbetrieb B und dem Betreiber B nicht zusätzlich vereinbart bzw. gewünscht.
- Im Luftfahrzeug-Bordbuch des Hubschraubers waren nach dem erstmaligen Einbau des überholten Turbinenmoduls keine schriftlichen Freigaben des Teil-145-Instandhaltungsbetriebs B zur Durchführung von Kontrollflügen gemäß den anwendbaren Instandhaltungsunterlagen (Maintenance check flights) eingetragen.
- Im Luftfahrzeug-Bordbuch des Hubschraubers waren nach dem erstmaligen Einbau des überholten Turbinenmoduls keine Störungen, wahrgenommenen Schäden oder technischen Mängel am Hubschrauber eingetragen.
- Im Luftfahrzeug-Bordbuch des Hubschraubers waren nach dem erstmaligen Einbau des überholten Turbinenmoduls vom Betreiber A in der Funktion des verantwortlichen Piloten 6 technische Kontrollflüge („*Techn. Check*“) erfasst.
- Die Durchführung aller vom Ausbau des zu überholenden Turbinenmoduls bis zum Unfallflug dokumentierten Instandhaltungsarbeiten am Hubschrauber erfolgten im Geltungsbereich des genehmigten Teil-145-Instandhaltungsbetriebshandbuchs („*MOE*“) von Instandhaltungsbetrieb B.



- In der anlässlich des erstmaligen Einbaus des überholten Turbinenmoduls erstellten Liste aufgeschobener Instandhaltungsarbeiten (Hold Item List) schienen keine offenen Lufttüchtigkeitsanweisungen oder technischen Mitteilungen auf, die das Triebwerk betrafen.
- Luftfahrzeugwart A und B verfügten über eine von Teil-145-Instandhaltungsbetrieb B erteilte Teil-145-Freigabeberechtigung für Hubschrauber der Type BELL 206L und M250-C20R Series Triebwerke, welche zur Ausstellung von Teil-145-Freigabebescheinigungen im Zeitraum vom Ausbau des zu überholenden Turbinenmoduls bis zum Unfallflug berechnete.
- Luftfahrzeugwart C verfügte über eine von Teil-145-Instandhaltungsbetrieb B erteilte Teil-145-Freigabeberechtigung für M250-C20R Series Triebwerke, welche Instandhaltungsarbeiten an M250-C20R Series Triebwerke in Hubschraubern Type BELL 206L einschloss und zur Ausstellung von Teil-145-Freigabebescheinigungen im Zeitraum vom Ausbau des zu überholenden Turbinenmoduls bis zum Unfallflug berechnete.
- Die beim Ausbau des zu überholenden Turbinenmoduls gemäß Instandhaltungshandbuch M250-C20R Series OMM (CSP 21007) vorgesehene Überprüfung der Arbeitsturbinenkupplung (Turbine to Pinion Gear Coupling) war laut Stellungnahme des Instandhaltungsbetriebs B durchgeführt aber nicht im Arbeitsbericht erfasst worden.
- In den Arbeitsberichten und Teil-145-Freigabebescheinigungen vom 22.11.2005 und 12.05.2006 war der Einbau des überholten Turbinenmoduls als gemäß Instandhaltungshandbuch M250-C20R Series OMM durchgeführt vermerkt und augenscheinlich vom ausführenden Luftfahrzeugwart auch die Teil-145-Freigabebescheinigung ausgestellt worden.
- Im genehmigten Teil-145-Instandhaltungsbetriebshandbuch („MOE“) von Instandhaltungsbetrieb B war lediglich für den Einbau von Triebwerken das Vier-Augen-Prinzip (Duplicate Inspection System) vorgesehen. Eine Abweichung von diesem Prinzip wurde im Wartungsvertrag zwischen Betreiber B und Instandhaltungsbetrieb B nicht vereinbart bzw. gewünscht.
- Im Arbeitsbericht vom 22.11.2005 war als Gesamtflugzeit des Hubschraubers TSN 7703:15 Stunden vermerkt, in der Teil-145-Freigabeerklärung vom 22.11.2005 war im Luftfahrzeug-Bordbuch des Hubschraubers jedoch TSN 7703:25 Stunden vermerkt.
- Am 23.11.2005 wurde im Luftfahrzeug-Bordbuch des Hubschraubers ein technischer Kontrollflug („Techn. Check“) von und zum Hubschrauberlandeplatz Kirchberg an der Raab LODL bei Hubschrauber TSN 7703:15 von 10 Minuten Dauer eingetragen (01:00

Uhr bis 01:10 Uhr UTC). Durchführender und verantwortlicher Pilot für diesen Flug war Betreiber A.

- Nach jedem Aus- bzw. Einbau des Turbinenmoduls oder des Arbeitsturbinenreglers (PT Governor) war ein Standlauf (Check run) gemäß Instandhaltungshandbuch M250-C20R Series OMM 72-00-00 zwingend vorgeschrieben und waren schriftliche Aufzeichnungen über allfällige Störungen, insbesondere Undichtheiten oder ungewöhnliche bzw. übermäßige Schwingungen zu führen.
- Im Arbeitsbericht vom 22.11.2005 war anlässlich des Einbaus des Turbinenmoduls anstelle eines Standlaufs (Check run) gemäß M250-C20R Series OMM 72-00-00 die Eintragung „*Engine performance check as per flight manual section 5*“ vermerkt.
- Das im Flughandbuch des Hubschraubers BELL Model 206L FLIGHT MANUAL (BHT-206L-FM-1), Section 5, sowie Flughandbuch Ergänzung #S1035H STC SH4169NM für Leistungstests (Power check) beschriebene Verfahren setzten einen Schwebeflug voraus („*Zero Airspeed*“). Dieser Schwebeflug fand am 23.11.2005 am Hubschrauberlandeplatz Kirchberg an der Raab LODL in der Zeit von 01:00 Uhr bis 01:10 Uhr UTC durch den Betreiber A statt. Die Flugzeit auf dem PPR-Hubschrauberlandeplatz hatte Betreiber A in dessen Flugbuch ordnungsgemäß dokumentiert.
- Protokolle über die Ergebnisse durchgeführter Standläufe (Check run), Leistungstests (Power Check) und Kontrollflüge („*Techn. Check*“) nach dem erstmaligen Einbau des überholten Turbinenmoduls in das Triebwerk des Hubschraubers waren nicht verfügbar.
- Im Arbeitsbericht vom 29.03.2006 war der nach Tausch des Dichtrings zur Abdichtung des Arbeitsturbinenreglers (PT Governor) zum Anschlussflansch am Getriebedeckel durchzuführende Standlauf (Check run) gemäß M250-C20R Series OMM 72-00-00 nicht vermerkt.
- Der im Arbeitsbericht vom 12.05.2006 wegen Ölundichtheit im Bereich Getriebe-Turbine vermerkte Tausch des Dichtrings P/N 6851501-160 (Seal) zur Abdichtung der Lagerbüchse 3/4 (Pinion Bearing Cage) zum Getriebedeckel erforderte den neuerlichen Aus- und Einbau des Turbinenmoduls gemäß Instandhaltungshandbuch M250-C20R Series OMM. Diese Wartungsarbeiten fanden am Hubschrauberlandeplatz Kirchberg an der Raab LODL statt.
- Im Falle einer Ölundichtheit des Triebwerks sind gemäß Instandhaltungshandbuch M250-C20R Series OMM 72-00-00 Instandhaltungsanweisungen in Abhängigkeit vom tatsächlichen Triebwerksölverbrauch anzuwenden.
- An der Dichtstelle der Lagerbüchse 3/4 (Pinion Bearing Cage) zum Getriebedeckel war eine Dichtmasse aufgebracht worden, welche in den verfügbaren

Instandhaltungsaufzeichnungen nicht erfasst war. Sowohl RR in dessen 250-C20R Series Overhaul Manual als auch BELL in dessen BHT-206L-MM-1 Maintenance Manual, führen mehrere Dichtmassen an, welche zum Abdichten von Undichtheiten verwendet werden dürfen.

- Gemäß Instandhaltungshandbuch M250-C20R Series OMM 72-00-00 war eine Überholung des Getriebemoduls abhängig vom Zustand „*On Condition*“ durchzuführen.
- Auf Basis der anlässlich der letzten Überholung des Turbinenmoduls erstellten Komponenten-Betriebszeitenübersicht waren bis zur nächsten vorgesehenen Inspektion des Getriebemoduls nominell noch ca. 81 Betriebsstunden offen (TBI 3500 Stunden).
- Im Arbeitsbericht vom 12.05.2006 waren wegen Ölundichtheit des Freilaufs gemäß Instandhaltungshandbuch BELL HELICOPTER TEXTRON BHT-206L-MM-1 durchzuführende Instandhaltungsarbeiten augenscheinlich vom Luftfahrzeugwart C als ausführenden Luftfahrzeugwart abgezeichnet.
- Ohne gültige Typenberechtigung für Hubschrauber der Type BELL 206L wären Instandhaltungsarbeiten an Hubschraubern der Type BELL 206L zum Zwecke der Schulung unter Aufsicht des vom Instandhaltungsbetrieb B mit Teil-145-Freigabeberechtigung (Certification Authorisation) ermächtigten Luftfahrzeugwart B zulässig gewesen, der als ausführender Luftfahrzeugwart zu gelten hatte.
- Die vom Luftfahrzeugwart B erteilte Teil-145-Freigabebescheinigung vom 12.05.2006 für den Hubschrauber Type BELL 206L schloss die Bestätigung ein, dass die im Arbeitsbericht vermerkten Instandhaltungsarbeiten unter Einhaltung des Teil-145-Instandhaltungsbetriebshandbuchs („*MOE*“) und des Instandhaltungshandbuchs BHT-206L-MM-1 durchgeführt wurden.
- Im Arbeitsbericht vom 12.05.2006 war anlässlich des Einbaus des Turbinenmoduls anstelle eines Standlaufs (Check run) gemäß M250-C20R Series OMM 72-00-00 ein Standlauf (Ground Run and Leakage Test) gemäß Instandhaltungshandbuch BELL HELICOPTER TEXTRON BHT-206L-MM-1 als durchgeführt vermerkt.
- Im Instandhaltungshandbuch BELL HELICOPTER TEXTRON BHT-206L-MM-1 wird bei der Durchführung von Triebwerksstandläufen (Engine check run) auf das Instandhaltungshandbuch des Triebwerkherstellers Rolls Royce verwiesen. Dies betrifft jedoch das Triebwerksmodell M250-C20B.
- Im Arbeitsbericht vom 12.05.2006 war vermerkt, dass keine Undichtheiten gefunden wurden, wobei nicht zwischen Ölundichtheit der Hubschrauberzelle und des Triebwerks unterschieden wurde.

- Am 11.05.2006 war im Luftfahrzeug-Bordbuch des Hubschraubers ein technischer Kontrollflug („*Techn. Check*“) vom und zum Hubschrauberlandeplatz Kirchberg an der Raab LODL bei Hubschrauber TSN 7718:38 von 5 Minuten Dauer eingetragen.
- Im Arbeitsbericht vom 12.05.2006 und mit Teil-145-Freigabeerklärung vom 12.05.2006 im Luftfahrzeug-Bordbuch war als Gesamtflugzeit des Hubschraubers TSN 7718:38 Stunden vermerkt.
- Sowohl in den verfügbaren Aufzeichnungen über die Aufrechterhaltung der Lufttüchtigkeit des Hubschraubers, als auch im Bordbuch des Hubschraubers waren nach dem erstmaligen Einbau des überholten Turbinenmoduls weder übermäßige Schwingungen (*Excessive Vibration*) des Triebwerks noch Schwingungsmessungen (*Vibration Test*) am Triebwerk gemäß Instandhaltungshandbuch M250-C20R Series OMM 72-00-00 dokumentiert.
- Schwingungsmessungen (*Vibration Test*) gemäß M250-C20R Series OMM 72-00-00 dienten der Erfassung radialer Schwingungen (*Massenschwingungen*) zur Feststellung der Schwingungsursache und waren zwingend vorgesehen, falls anlässlich eines Triebwerkstandlaufs (*Check run*) übermäßige Schwingungen des Triebwerks mit unbekannter Ursache festgestellt worden wären.
- Die Messung radialer Schwingungen (*Massenschwingungen*) jedoch war nicht geeignet, die Ursache einer axialen Schwingungsanregung (*Eigenresonanz*) vor einem kritischen Schaufelbruch von Turbinenrad #3 P/N 23065833 festzustellen.
- Die zulässige mittlere Schwinggeschwindigkeit gemäß M250-C20R Series OMM 72-00-00 betrug 1,5 IPS.
- Anlässlich der Überholung des Turbinenmoduls wurden bei Prüfstandläufen Schwinggeschwindigkeiten zwischen 0,08 IPS und 0,2 IPS aufgezeichnet.
- Das empfohlene jedoch nicht zwingend vorgeschriebene Intervall für periodisch wiederkehrende Schwingungsmessungen gemäß M250-C20R Series OMM 72-00-00 betrug 100 Stunden.
- Das Triebwerksversagen war ca. 48 Betriebsstunden bzw. 32:30 Betriebsstunden nach dem wiederholten Aus- und Einbau des überholten Turbinenmoduls eingetreten.
- Mit 10.01.2019 weist der Triebwerkshersteller in dessen „*Rolls Royce Engine Investigation Findings Engine S/N 834XXX*“ auf die Gefahren des Betriebes im resonanzkritischen Drehzahlbereich hin (siehe Anhang E).

## 3.2 Wahrscheinliche Ursachen

- Autorotationslandung des einmotorigen Hubschraubers zufolge Triebwerksversagen mit Folgebrand auf ansteigendem Gelände;
- Triebwerksversagen zufolge Blattbruchs am Laufrad der dritten Turbinenstufe P/N 23065833 mit geschlitzten Deckbändern;
- Blattbruch durch hochfrequenten Schwingbruch (High-Cycle-Fatigue) zufolge axialer Schwingungsanregung der Schaufelpakete des Laufrads der dritten Turbinenstufe.

## 4 Sicherheitsempfehlungen

Vom Inhaber der Musterzulassung von M250-C20R Series Triebwerken wurden mit technischer Mitteilung M250-C20R Series Alert CEB A-72-4095 vom 22.12.2006 (siehe Anhang D1) für Laufräder der Turbinenstufe #3 mit geschlitztem Schaufeldeckband P/N 23065833 Drehzahlbeschränkungen erlassen und die Außerbetriebstellung von Turbinenrädern #3 P/N 23065833 nach stationärem Betrieb im resonanzkritischen Drehzahlbereich von länger als 60 Sekunden verfügt.

Da mittlerweile die Herstellung von Turbinenrädern #3 P/N 23065833 eingestellt wurde (vgl. M250-C20R Series Alert CEB A-72-4095 Revision 2 vom 13.10.2008 (siehe Anhang D2), sowie Alert Commercial Engine Bulletin 1400 Revision 7 vom 19.01.2019 (siehe Anhang E), werden von der SUB auf Grundlage der Informationen, die sich im Zuge der Sicherheitsuntersuchung ergeben haben, keine neuen Vorschläge zur Verwendung von Turbinenrädern #3 P/N 23065833 herausgegeben.

# 5 Konsultationsverfahren / Stellungnahmeverfahren

Gemäß Art. 16 Abs. 4 Verordnung (EU) Nr. 996/2010 hat die Sicherheitsuntersuchungsstelle des Bundes vor Veröffentlichung des Abschlussberichts Bemerkungen der betroffenen Behörden, einschließlich der EASA und des betroffenen Inhabers der Musterzulassung, des Herstellers und des betroffenen Betreibers (Halter) eingeholt.

Bei der Einholung solcher Bemerkungen hat die Sicherheitsuntersuchungsstelle des Bundes die internationalen Richtlinien und Empfehlungen für die Untersuchung von Flugunfällen und Störungen, die gemäß Artikel 37 des Abkommen von Chicago über die internationale Zivilluftfahrt angenommen wurden, eingehalten.

Gemäß § 14 Abs. 1 UUG 2005 idgF. hat die Sicherheitsuntersuchungsstelle des Bundes vor Abschluss des Untersuchungsberichts dem Halter des Luftfahrzeuges, den Hinterbliebenen bzw. Opfern Gelegenheit gegeben, sich zu den für den untersuchten Vorfall maßgeblichen Tatsachen und Schlussfolgerungen schriftlich zu äußern (Stellungnahmeverfahren).

Die eingelangten Stellungnahmen wurden, wo diese zutreffend waren, im Untersuchungsbericht berücksichtigt bzw. eingearbeitet.

## **Tabellenverzeichnis**

|                           |    |
|---------------------------|----|
| Tabelle 1 Personenschäden | 10 |
| Tabelle 2 Turbinenräder   | 17 |



## Abbildungsverzeichnis

|   |    |
|---|----|
| Abbildung 1 Typenschild Gasturbine S/N CAE834002 (linkes Bild); Typenschild Turbinenmodul S/N CAT37044 (rechtes Bild)   | 23 |
| Abbildung 2 Heckausleger: Heckrotor mit vertikaler Stabilisierungsflosse; Ölfilm auf der Stabilisierungsflosse  | 45 |
| Abbildung 3 Thermische Schäden durch Triebwerksbrand: Brandschäden an Triebwerksverkleidung; Verrußungen des Triebwerks   | 45 |
| Abbildung 4 Schäden am Triebwerk: Vom Sitz des Triebwerkagers #5 ausgehende mechanische Deformation des Abgasgehäuses; rechter Abgasstutzen aus der Struktur gerissen, linker Abgasstutzen unbeschädigt   | 46 |
| Abbildung 5 Axialverdichter: Zustand der Laufschaufeln und einer Statorhälfte   | 49 |
| Abbildung 6 Verbindung Getriebemodul mit dem Turbinenmodul  | 50 |
| Abbildung 7 Verbindung Getriebemodul mit Turbinenmodul: Verschraubung des losen Stehbolzens in 8-Uhr-Position; loser Stehbolzen mit verhämmertem Gewindebereich nach Entfernen der Mutter   | 50 |
| Abbildung 8 Schaufelbruch am Turbinenrad #3: Eine Schaufel und ein Stück des geschlitzten Schaufeldeckbandes fehlen; Anstreifschäden am Schaufeldeckband  | 51 |
| Abbildung 9 Schaufelbruch am Turbinenrad #3: Loses Schaufelbruchstück   | 51 |
| Abbildung 10 Wellenleistungstriebwerk ALLISON 250 Serie II: Schematische Darstellung von Verdichtermodule (4), Getriebemodule (6) und Turbinenmodul inkl. Abgasgehäuse und Brennkammer (5)  | 52 |
| Abbildung 11 Arbeitsturbine (N2): Schematische Darstellung mit Bezeichnung der geprüften Bauteile   | 54 |
| Abbildung 12 Abgasgehäuse: Abgerissene Streben des Lagerträgers von Lager #5; in Drehrichtung von Lager #5 (im Uhrzeigersinn) fast vollständig abgerissener zugseitig liegender rechter Abgasstutzen  | 55 |
| Abbildung 13 Äußere Arbeitsturbinenwelle (mit Turbinenrad #4 ohne Turbinenspannmutter): Deformationen mit Merkmalen hoher Torsionsschubbeanspruchung, Druckstellen an den tragenden Zahnflanken sowie Verformungen an der Kopffläche der Stirnbogenverzahnung | 56 |
| Abbildung 14 Turbinenrad #4: Gesamtübersicht und Anstreifschaden am Schaufeldeckband  | 57 |
| Abbildung 15 Leitkranz der Turbinenstufe #4: Deformierte Halteflansche am Sitz des Labyrinthings für Turbinenrad #3; Schaufeln mit abströmseitigen Profilschäden  | 58 |
| Abbildung 16 Innere Arbeitsturbinenwelle: Welle mit thermischen Veränderungen und mechanischen Deformationen, Außenring von Lager #6 abgerissen   | 59 |

|   |    |
|---|----|
| Abbildung 17 Leitkranz der Turbinenstufe #3: Massive mechanische Schäden der abströmseitigen Profilkanten   | 60 |
| Abbildung 18 Ölbalgendichtung: Rissverlauf hervorgehoben; Nabe von Lager #5 aus dem Abgasgehäuse gerissen   | 60 |
| Abbildung 19 Gaserzeugerturbine (N1): Schematische Darstellung mit Bezeichnung der geprüften Bauteile   | 62 |
| Abbildung 20 Arbeitsturbinegehäuse: Lager #6 und Lager #7   | 63 |
| Abbildung 21 Gaserzeugerturbine (N1): Turbinenrad #1 (linkes Bild) und Turbinenrad #2 (rechtes Bild) mit Spuren von Überhitzung und Materialverlust an den Schaufelspitzen  | 64 |
| Abbildung 22 Gaserzeugerturbine (N1): Schaufeloberflächen von Leitkranz #1 mit geschmolzenen, nicht-magnetischen Kügelchen; abströmseitige Schaufelkanten von Leitkranz #2 mit massiven Materialausbrüchen                                | 65 |
| Abbildung 23 Brennkammern: Schematische Darstellung mit Bezeichnung der geprüften Bauteile  | 67 |
| Abbildung 24 Inneres Brennkammergehäuse: Brennkammerboden mit Verrußung   | 68 |
| Abbildung 25 Bauteile zur Verbindung der Gaserzeugerturbine und Arbeitsturbine: Schematische Darstellung mit Bezeichnung der geprüften Bauteile   | 69 |
| Abbildung 26 Gaserzeugerkupplung: Umlaufender Gewaltbruch, turbinenseitiges Wellenfragment mit Längsrissen  | 70 |
| Abbildung 27 Arbeitsturbinekupplung: Einbauposition im Getriebe (mit abgerissener Gaserzeugerkupplung); Eingriffsspuren in der Verzahnung der Sternkeilwellen-Anschlüsse sowie Ausbrüche in der Verzahnung und Grate                      | 71 |
| Abbildung 28 Das Lager #5, das sich am abgasseitigen Ende der Arbeitsturbine befindet, war in Fragmenten vorhanden (Abb. links: Innenring und Käfig von Lager #5).  | 72 |
| Abbildung 29 Getriebeseitiger Anschlussflansch des Abgasgehäuses: Verbindungsbohrungen in 4-Uhr- und in 8-Uhr-Position mit Abdrücken der Stehbolzen in den Bohrungen  | 74 |
| Abbildung 30 Turbinenanschlussflansch des Getriebedeckels: Zustand des Getriebedeckels mit den fünf Stehbolzen zur Verbindung des Turbinenmoduls mit dem Getriebemodul; loser Stehbolzen in 8-Uhr-Position mit Anriss im Sitz des Bolzens | 75 |
| Abbildung 31 Turbinenanschlussflansch des Getriebedeckels: Stehbolzen in 4-Uhr-Position und loser Stehbolzen in 8-Uhr-Position, jeweils mit über den Gewindeumfang gleichmäßig verhämmertem Gewindebereich                                | 75 |
| Abbildung 32 Getriebedeckel: Lackierung an der Außenseite großflächig abgelöst, Spritzschicht am Turbinenanschlussflansch ohne Haftung; Dichtstelle von Lagerbüchse 3/4 und Getriebedeckel mit aufgebrachtener Dichtmasse                 | 76 |

|   |     |
|---|-----|
| Abbildung 33 Getriebedeckel: Fragmente des O-Rings zur Abdichtung der Lagerbüchse 3/4 zum Getriebedeckel mit aufgebracht Dichtmasse; Vergleichsfoto mit Einbauposition von Dichtring (Seal) P/N 6851501-160                   | 77  |
| Abbildung 34 Getriebe (nach Demontage des Getriebedeckels): Ölverkokungen im Getriebegehäuse; Innenseite des Getriebedeckels mit Ölverkokungen  | 78  |
| Abbildung 35 Turbinenrad #3: Bruch der Endschaufel von Schaufelpaket A (Schaufelbruch A)  | 80  |
| Abbildung 36 Turbinenrad #3 Gesamtansicht der Abströmseite der Schaufelpakete A bis E   | 80  |
| Abbildung 37 Schaufelbruch A: Makroskopische Darstellung (linkes Bild) elektronenoptische Darstellung (rechtes Bild)  | 81  |
| Abbildung 38 Schaufelbruch A: Anfangsbereich des Schwingbruchs (Pfeil im Bild links unten) mit spaltflächenartiger Form und mit 45° geneigter Trennfläche   | 82  |
| Abbildung 39 Schaufelbruch A: Weiterer Bruchfortschritt   | 83  |
| Abbildung 40 Schaufelanriss D: Bruchfläche taucht im Anrissbereich unter 45° unter die "Plattform" des Schaufelfußes ein (Bilder links); kleine dem Anrissstadium I entsprechende Nase analog Schaufelbruch A (Bilder rechts) | 84  |
| Abbildung 41 Schaufelkopf von Endschaufel D   | 85  |
| Abbildung 42 Gebrochene Mutter des Lagers #8  | 198 |
| Abbildung 43 Turbinenrad #1 mit massiven Anrissen im Blattbereich (siehe Pfeile)  | 199 |
| Abbildung 44 Turbinenrad #1 mit massiven Anrissen im Blattbereich (siehe Pfeile)  | 200 |
| Abbildung 45 1st Stage Turbine Nozzle mit massiven Beschädigungen (siehe Pfeile)  | 201 |

## **Verzeichnis der Regelwerke**

Bundesgesetz vom 2. Dezember 1957 über die Luftfahrt (**Luftfahrtgesetz 1957 – LFG**), BGBl. Nr. 253/1957 zuletzt geändert durch BGBl. I Nr. 92/2017.

Bundesgesetz über die unabhängige Sicherheitsuntersuchung von Unfällen und Störungen (**Unfalluntersuchungsgesetz – UUG 2005**), BGBl. I Nr. 123/2005 zuletzt geändert durch BGBl. I Nr. 102/2015.

**Zivilluftfahrzeug- und Luftfahrtgerät-Verordnung 1999 – ZLLV 1999**, BGBl. II Nr. 363/1999

**Zivilluftfahrzeug- und Luftfahrtgerät-Verordnung 2005 - ZLLV 2005**, BGBl. II Nr. 424/2005

**Verordnung (EG) Nr. 2042/2003** idgF

**Luftverkehrsregeln 1967 - LVR 1967**, BGBl. Nr. 56/1967 idgF BGBl. II Nr. 385/2003

**Luftverkehrsbetreiberzeugnis-Verordnung 2004 – AOCV 2004**, BGBl. II Nr. 425/2004 idgF

**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 Zivilluftfahrt und zur Aufhebung der Richtlinie 94/56/EG in der geltenden Fassung.

## Abkürzungen

|                |   |
|----------------|---|
| <b>Abb</b>     | Abbildung   |
| <b>ACG</b>     | Austro Control Ges.m.b.H.                                   |
| <b>AD</b>      | Aircraft Directive  |
| <b>AGL</b>     | Above Ground Level  |
| <b>AIP</b>     | Aeronautical Information Publication                        |
| <b>ALT</b>     | Altitude  |
| <b>AMC</b>     | Acceptable Means of Compliance                              |
| <b>AMC</b>     | Authorized Maintenance Center                               |
| <b>AMSL</b>    | Above Mean Sea Level  |
| <b>AOC</b>     | Air Operator Certificate / Luftverkehrsbetreiberzeugnis     |
| <b>AOCV</b>    | Luftverkehrsbetreiberzeugnis-Verordnung                     |
| <b>ATC</b>     | Air Traffic Control   |
| <b>AUW</b>     | All Up Weight   |
| <b>BCMT</b>    | Beginning of Civil Morning Twilight                         |
| <b>BGBL</b>    | Bundesgesetzblatt   |
| <b>BHT</b>     | BELL Helicopter Textron                                     |
| <b>BKN</b>     | Broken (5/8 - 7/8)  |
| <b>CBO</b>     | Cycles Between Overhaul                                     |
| <b>CEB</b>     | Commercial Engine Bulletin                                  |
| <b>COM</b>     | Communications  |
| <b>CPL-H</b>   | Commercial Helicopter Pilot Licence                         |
| <b>CRI</b>     | Class Rating Instructor                                     |
| <b>CSN</b>     | Cycles Since New (manufacture)                              |
| <b>CSO</b>     | Cycles Since Overhaul                                       |
| <b>CU</b>      | Cumulus   |
| <b>EASA</b>    | European Aviation Safety Agency                             |
| <b>ECET</b>    | End of Civil Evening Twilight                               |
| <b>EG</b>      | Europäische Gemeinschaft                                    |
| <b>ELEV</b>    | Elevation   |
| <b>ELT</b>     | Emergency Locator Transmitter                               |
| <b>EU</b>      | European Union  |
| <b>EWG</b>     | Europäische Wirtschaftsgemeinschaft                         |
| <b>FEW</b>     | Few (1/8-2/8)   |
| <b>FAA</b>     | Federal Aviation Administration                             |
| <b>FAA-PMA</b> | Federal Aviation Administration Parts Manufacturer Approval |
| <b>FI</b>      | Flight Instructor   |
| <b>FOD</b>     | Foreign Object Damage                                       |

|                |  |
|----------------|--|
| <b>FT</b>      | Feet   |
| <b>GM</b>      | General Means                                      |
| <b>GND</b>     | Ground   |
| <b>GS</b>      | Ground Speed                                       |
| <b>HMI</b>     | Hourmeter Indicator                                |
| <b>HPA</b>     | Hectopascal  |
| <b>IAS</b>     | Indicated Airspeed                                 |
| <b>IPH</b>     | Inches Per Second                                  |
| <b>ICAO</b>    | International Civil Aviation Organisation          |
| <b>IN</b>      | Inch   |
| <b>JAA</b>     | Joint Aviation Authorities                         |
| <b>JAR-FCL</b> | Joint Aviation Requirement – Flight Crew Licensing |
| <b>KG</b>      | Kilogramm  |
| <b>KM/H</b>    | Kilometers per Hour                                |
| <b>KT</b>      | Knots  |
| <b>LAPL</b>    | Light Aircraft Pilot Licence                       |
| <b>LAT</b>     | Latitude   |
| <b>LBS</b>     | Pounds   |
| <b>LFZ</b>     | Luftfahrzeug                                       |
| <b>LODL</b>    | Hubschrauberlandeplatz Kirchberg an der Raab       |
| <b>LONG</b>    | Longitude  |
| <b>LOWG</b>    | Flughafen Graz                                     |
| <b>LVR</b>     | Luftverkehrsregeln                                 |
| <b>METAR</b>   | Aviation Routine Wather Report (Code Form)         |
| <b>MHz</b>     | Megahertz  |
| <b>MOE</b>     | Instandhaltungshandbuch                            |
| <b>MPH</b>     | Miles per Hour                                     |
| <b>MPI</b>     | Magnetpulverinspektion                             |
| <b>MSL</b>     | Mean Sea Level                                     |
| <b>MTOM</b>    | Maximum Take Off Mass                              |
| <b>MTU</b>     | MTU Aero Engines                                   |
| <b>NCD</b>     | No Clouds Detected                                 |
| <b>NIT</b>     | Night Qualification                                |
| <b>NOSIG</b>   | No Significant change                              |
| <b>N1</b>      | Gaserzeugerturbine                                 |
| <b>N2</b>      | Arbeitsturbine                                     |
| <b>OAT</b>     | Outside Air Temperature                            |
| <b>OEM</b>     | Original Equipment Manufacturer                    |
| <b>OM</b>      | Overhaul Manual                                    |

|               |   |
|---------------|---|
| <b>OMM</b>    | Operation and Maintenance Manual  |
| <b>OVC</b>    | Overcast (8/8)  |
| <b>PCA</b>    | Postholder Continuing Airworthiness   |
| <b>P/N</b>    | Part Number   |
| <b>PT</b>     | Power Turbine   |
| <b>Q</b>      | Indicator for QNH in Hectopascal  |
| <b>QFE</b>    | Luftdruck in Flugplatzhöhe (oder an der Pistenschwelle)                         |
| <b>QNH</b>    | Höhenmesser-Skaleneinstellung, um bei der Landung die Flugplatzhöhe zu erhalten |
| <b>RA</b>     | Rain  |
| <b>RCC</b>    | Rescue-Coordination-Centre  |
| <b>RIN</b>    | Rotation  |
| <b>RPM</b>    | Revolutions Per Minute  |
| <b>RR</b>     | Rolls Royce   |
| <b>SC</b>     | Stratocumulus   |
| <b>SCT</b>    | Scattered (3/8 - 4/8)   |
| <b>SEP</b>    | Single Engine Piston  |
| <b>S/N</b>    | Serial Number   |
| <b>SSR</b>    | Secondary Surveillance Radar  |
| <b>SUB</b>    | Sicherheitsuntersuchungsstelle des Bundes                                       |
| <b>TAF</b>    | Aerodrome Forecast  |
| <b>TBI</b>    | Time Between Inspection   |
| <b>TBO</b>    | Time Between Overhaul   |
| <b>TMG</b>    | Touring Motor Glider  |
| <b>TOT</b>    | Turbine Outlet Temperature  |
| <b>TR</b>     | Track   |
| <b>TREND</b>  | Landewettervorhersage   |
| <b>TSI</b>    | Time Since Inspection   |
| <b>TSN</b>    | Time Since New (manufacture)  |
| <b>TSO</b>    | Time Since Overhaul   |
| <b>USA</b>    | United States of America  |
| <b>UTC</b>    | Coordinated Universal Time  |
| <b>ü.d.M.</b> | Above the Sea   |
| <b>VRB</b>    | variable  |
| <b>WGS84</b>  | World Geodetic System 1984  |
| <b>W/O</b>    | Work Order  |
| <b>Z</b>      | zulu – see UTC  |
| <b>ZLLV</b>   | Zivilluftfahrtlärmmulassigkeitsverordnung                                       |
| <b>ZLPV</b>   | Zivilluftfahrt Personalverordnung   |

## **Impressum**

Bundesministerium für Klimaschutz, Umwelt, Energie, Mobilität, Innovation und Technologie

Sicherheitsuntersuchungsstelle des Bundes – Bereich Zivilluftfahrt

Radetzkystraße 2, 1030 Wien

Wien, 05.08.2020

## **Untersuchungsbericht**

Dieser Untersuchungsbericht gemäß Artikel 16 der Verordnung (EU) Nr.996/2010 wurde von der Leiterin der Sicherheitsuntersuchungsstelle des Bundes nach Abschluss des Stellungnahmeverfahrens gemäß Artikel 16 der Verordnung (EU) 996/2010 in Verbindung mit § 14 Abs. 1 UUG 2005 genehmigt.

**Auszugsweiser Abdruck ist nur mit Quellenangabe gestattet, alle sonstigen Rechte sind ohne schriftliche Zustimmung des Medieninhabers unzulässig.**

Das einzige Ziel der Sicherheitsuntersuchung ist die Verhütung künftiger Unfälle und Störungen, ohne eine Schuld oder Haftung festzustellen. Dieser Untersuchungsbericht basiert auf den zur Verfügung gestellten Informationen. Im Falle der Erweiterung der Informationsgrundlage behält sich die Sicherheitsuntersuchungsstelle des Bundes das Recht zur Ergänzung des gegenständlichen Untersuchungsberichtes vor.

Alle datenschutzrechtlichen Informationen finden Sie unter folgendem Link:

[www.bmk.gv.at/datenschutz](http://www.bmk.gv.at/datenschutz)



**Sicherheitsuntersuchungsstelle des Bundes**

Radetzkystraße 2, 1030 Wien

+43 1 71162 65-0

[fus@bmk.gv.at](mailto:fus@bmk.gv.at)

[bmk.gv.at/sub](https://bmk.gv.at/sub)

# Anhänge

## Anhang A

FAA AD AD 83-03-02 (R1) 28.02.1984:

# Airworthiness Directive

AD 83-03-02 R1  
February 28, 1984.

## Federal Register Information

### Header Information

DEPARTMENT OF TRANSPORTATION

Federal Aviation Administration

14 CFR Part 39

Amendment 39-4814; AD 83-03-02 R1

ALLISON GAS TURBINE OPERATIONS/DETROIT DIESEL ALLISON (ALLISON)  
Model 250-C20, -C20B, -C20C (T63- A720), -C20F, -B17, -B17B, -B17C, and -B17D  
Engines

PDF Copy (If Available):

### Preamble Information

AGENCY: Federal Aviation Administration, DOT

DATES: Effective February 28, 1984.

### Regulatory Information

83-03-02 R1 ALLISON GAS TURBINE OPERATIONS/DETROIT DIESEL ALLISON  
(ALLISON): Amendment 39-4560 as amended by Amendment 39-4814. Applies to all  
Model 250-C20, -C20B, -C20C (T63- A720), -C20F, -B17, -B17B, -B17C, and -B17D  
engines equipped with the following slotted third stage turbine wheels:

| PART NO. | TYPE OF SHROUD    | PART NO. | TYPE OF SHROUD      |
|----------|-------------------|----------|---------------------|
| 6887113  | Full slot         | 6898823  | Crimped full slot   |
| 6888633  | Full slot         | 6899364  | Crimped full slot   |
| 6896863  | Crimped full slot | 6899406  | Crimped center slot |
| 6898551  | Center slot       | 6899415  | Crimped center slot |
| 6898567  | Center slot       | 6899416  | Crimped center slot |
| 6898733  | Center slot       | 6899417  | Crimped center slot |
| 6898743  | Center slot       | 6899418  | Crimped center slot |
| 6898753  | Center slot       | 6899419  | Crimped center slot |
| 6898763  | Center slot       |          |                     |

Accomplish the following to prevent possible engine power loss resulting from partial blade and/or shroud separation of slotted third stage turbine wheels:

1. Compliance required, as indicated, unless already accomplished:

Remove from service and replace affected turbine wheels per the accomplishment instructions provided in Allison Commercial Engine Alert Bulletin CEB-A-1174/1146, Revision 3 dated January 26, 1984, or FAA approved equivalent, in accordance with the following schedule:

# Airworthiness Directive

AD 83-03-02 R1  
February 28, 1984.

## ▼ Regulatory Information

|                                    |   |
|------------------------------------|---|
| Wheel Time Since New (TSN) - Hours | Remove  |
| 1650 or more                       | Within the next 100 hours time in service.  |
| 1000 or more and less than 1650    | Within the next 400 hours time in service, or prior to exceeding 1750 hours TSN, whichever comes first. |
| More than 500 and less than 1000   | Within the next 600 hours time in service, or prior to exceeding 1500 hours TSN, whichever comes first. |
| 500 or less                        | Within the next 850 hours time in service, or prior to exceeding 1100 hours TSN, whichever comes first. |

2. Compliance required not later than August 12, 1983, unless already accomplished:  
a. Placards, markings, or flight manual changes shall be provided to flight crews to avoid sustained operation of all affected engines between 90 and 98 percent N2, except during transients, while maintaining safe flight practices. This restriction also applies to autorotation practice and engine idle during engine-out simulation on multiengine aircraft.

b. During all ground operation of affected turbine wheels installed in 250-C20, -C20B, C20C (T63-A720 engines, the engine N1 speed must be maintained at ground idle, except during transient operations, when performing required operational checks, or in high or gusty wind conditions, or where safety would be adversely affected. Placards, markings, or flight manual changes shall be used to advise flight crews of the ground operating restriction.

c. During all ground operation of affected turbine wheels installed in 250-B17, -B17B, -B17C engines, the engine N2 speed must be maintained below 90 percent N2 r.p.m., except during transient operation, when performing required operational checks or in high or gusty wind conditions, or where safety would be adversely affected. Placards, markings, or flight manual changes shall be used to advise flight crews of the ground operating restriction.

Upon request of the operator, an equivalent means of compliance with the requirements of this AD may be approved by the Manager, Chicago Aircraft Certification Office, FAA, Central Region.

Special flight permits may be issued in accordance with FAR's 21.197 and 21.199 to operate aircraft to a base where compliance with this AD can be accomplished.

The manufacturer's specifications and procedures identified and described in this directive are incorporated herein and made a part hereof pursuant to 5 U.S.C. 552(a)(1). All persons affected by this directive who have not already received these documents from the manufacturer may obtain copies upon request to Allison Gas Turbine Operations, General Motors Corporation, Indianapolis, Indiana 46206-0420. These documents may also be examined at the New England Regional Office, 12 New England Executive Park, Burlington, Massachusetts 01803. A historical file on this AD is maintained by the FAA at the New England Regional Office.

This AD supersedes Amendment 39-3011, 42 FR 43969, AD 77-18-03.

Amendment 39-4560 became effective June 13, 1983.

This Amendment 39-4814 becomes effective February 28, 1984.

## **Anhang B**

ALLISON CEB A-1174 (R6) 01.08.1989 *“ENGINE, TURBINE ASSEMBLY, THIRD STAGE WHEEL  
– REPLACE”* (Auszug):

# ALERT

COMMERCIAL ENGINE BULLETIN

ALLISON ENGINE COMPANY

## ENGINE, TURBINE ASSEMBLY, THIRD STAGE WHEEL - REPLACE

### 1. PLANNING INFORMATION

#### (A) EFFECTIVITY

All model 250-C20, C20B, C20F, B17, B17B, B17C, B17D and B17E turbine assemblies are affected as follows:

| Model                | Turbine Serial No.   |
|----------------------|--|
| 250-C20              | All are affected   |
| 250-C20B             | CAT 33000-34759, 34761-34810, 34814, 34885, 34887, 34889, 34891, 34894 |
| 250-C20F             | CAT 40000-40001  |
| 250-B17              | A11 are affected   |
| 250-B17B, B17C, B17D | CAT 80001-80271  |
| B17E                 |  |

#### (B) REASON

Third stage turbine wheels with blade shrouds with full slots and partial slots, both crimped and uncrimped have had partial blade and/or shroud separation.

#### (C) DESCRIPTION

All third stage turbine wheels with blade shrouds with full slots and partial slots, both crimped and uncrimped are to be removed from service and replaced by wheels with solid shrouds.

Refer to the engine logbook, Turbine Assembly (pink pages), Assembly Record, Part V to determine the part number of the third stage wheel last installed, and calculate wheel total time since new (TSN). Refer to paragraph E of this section for the phased removal schedule.

#### (D) APPROVAL

Technical aspects are FAA approved. The accomplishment instructions of Revision 3, Revision 4, Revision 5 or Revision 6, to this bulletin, are approved by the manager, Chicago Aircraft Certification Office, for compliance with AD 83-03-02 R1.

April 20, 1981  
Revision No.6  
August 1, 1989

250-C20, C20B, C20F CEB-A-1174  
250-B17 Series TP CEB-A-146  
Page 01 of 11

# **A L E R T**

**COMMERCIAL ENGINE BULLETIN**

**ALLISON ENGINE COMPANY**

## **1. PLANNING INFORMATION: (Continued)**

NOTE: (2) Engine N2 Operating Speed and N1 Ground Operation and Speed Restrictions

- a. Service history has revealed that all slotted third stage turbine wheels, whether full or center slot, crimped or uncrimped can be affected by operation in certain N2 RPM ranges. Several third stage turbine wheel blade separations have been attributed to operation in these ranges. The following third stage turbine wheels are affected:

| Part No. | Type of Shroud      |
|----------|---------------------|
| 6887113  | Full slot           |
| 6888633  | Full slot           |
| 6896863  | Crimped full slot   |
| 6898551  | Center slot         |
| 6898567  | Center slot         |
| 6898733  | Center slot         |
| 6898743  | Center slot         |
| 6898753  | Center slot         |
| 6898763  | Center slot         |
| 6898823  | Crimped full slot   |
| 6899364  | Crimped full slot   |
| 6899406  | Crimped center slot |
| 6899415  | Crimped center slot |
| 6899416  | Crimped center slot |
| 6899417  | Crimped center slot |
| 6899418  | Crimped center slot |
| 6899419  | Crimped center slot |

- b. UNTIL THE ABOVE WHEELS ARE REPLACED WITH A SOLID SHROUD WHEEL, IT IS MANDATORY THAT ENGINES WITH FULL OR CENTER SLOT CRIMPED OR UNCRIMPED THIRD STAGE WHEELS NOT BE OPERATED BETWEEN 90 % AND 98 % N2 (INCLUDING AUTOROTATION AND FLIGHT IDLE) EXCEPT DURING TRANSIENTS, WHILE MAINTAINING SAFE FLIGHT PRACTICES.

April 20, 1981  
Revision No.6  
August 1, 1989

250-C20, C20B, C20F CEB-A-1174  
250-B17 Series TP CEB-A-146  
Page 05 of 11

# **A L E R T**

**COMMERCIAL ENGINE BULLETIN**

**ALLISON ENGINE COMPANY**

## **1. PLANNING INFORMATION: (Continued)**

- c. 250-C20, C20B, C20F only

Until the above third stage turbine wheels are replaced with a solid shroud wheel, the following ground operation restriction applies:

**DURING ALL GROUND OPERATION, THE ENGINE N1 SPEED MUST BE MAINTAINED AT GROUND IDLE EXCEPT DURING TRANSIENT OPERATION, WHEN PERFORMING REQUIRED OPERATIONAL CHECKS, IN HIGH OR GUSTY WIND CONDITIONS OR WHERE SAFETY WOULD BE ADVERSELY AFFECTED.**

- d. 250-C20, C20B, C20F only

To ensure that the N2 operating restriction is followed, operators should increase N1 idle speed setting on the Bendix or CECO fuel control to provide a minimum of 98 % N2 during autorotation (with 30 degrees idle position) or one engine-out simulation on multi-engine aircraft. (Refer to the 250-C20 Series Operation and Maintenance Manual).

- e. 250-B17, B17B, B17C, B17E only

Until the above third stage turbine wheels are replaced with a solid shroud wheel, the following ground operation restriction applies:

**DURING ALL GROUND OPERATION, THE ENGINE N2 SPEED MUST BE MAINTAINED BELOW 90 % N2 RPM EXCEPT DURING TRANSIENT OPERATION, WHEN PERFORMING REQUIRED OPERATIONAL CHECKS, IN HIGH OR GUSTY WIND CONDITIONS OR WHERE SAFETY WOULD BE ADVERSELY AFFECTED.**

April 20, 1981  
Revision No.6  
August 1, 1989

250-C20, C20B, C20F CEB-A-1174  
250-B17 Series TP CEB-A-146  
Page 06 of 11



# A L E R T

COMMERCIAL ENGINE BULLETIN

ALLISON ENGINE COMPANY

## 1. PLANNING INFORMATION: (Continued)

- f. Ground operation is defined as that period the aircraft is on the ground with the thrust reduced so that manipulation of the flight controls is not required to maintain the stability of the aircraft.

NOTE: (3) Third stage turbine wheels, full or center slot blade shroud configuration, replacement after hot start – Series II engines.

The Model 250 Series II engine has experienced blade separation on third stage turbine wheels of full and center slot (partial blade shroud configuration).

Wheels that have experienced temperatures in excess of specified limits (over-temperature) during starting, can develop a blade shroud condition that can create a potential for blade failure.

Continued operation following a hot start is prohibited on full slot crimped and center (partial) slot crimped and uncrimped third stage turbine wheels on Model 250 Series II engine.

- a. Affected third stage wheel part numbers are:

| Uncrimped | Crimped |
|-----------|---------|
| 6898551   | 6896863 |
| 6898567   | 6898823 |
| 6898733   | 6899364 |
| 6898743   | 6899406 |
| 6898753   | 6899415 |
| 6898763   | 6899416 |
|           | 6899417 |
|           | 6899418 |
|           | 6899419 |

April 20, 1981  
Revision No.6  
August 1, 1989

250-C20, C20B, C20F CEB-A-1174  
250-B17 Series TP CEB-A-146  
Page 07 of 11

## **Anhang C**

ROLLS-ROYCE CEB-1387 19.02.2003 *“ENGINE, TURBINE ASSEMBLY - REMOVAL OF THIRD-STAGE TURBINE WHEELS (23065833) FROM 250-C20W ENGINES”*:



**COMMERCIAL ENGINE  
BULLETIN**

**ENGINE, TURBINE ASSEMBLY – REMOVAL OF THIRD-STAGE  
TURBINE WHEELS (23065833) FROM 250-C20 W ENGINES**

**1. PLANNING INFORMATION**

**A. Effectivity**

**(1) Engines**

All Rolls-Royce Model 250-C20W engines are affected by this bulletin.

**(2) Spares – Not affected**

**B. Reason**

It has been discovered that some installations using the 250-C20W engine operate at a speed and power that could excite resonance in the third-stage turbine wheels (23065833).

**C. Description**

This commercial engine bulletin mandates the removal of all of the third-stage turbine wheels (23065833) in Model 250-C20W engines and releases the old part number third-stage turbine wheel (23001967) for service use.

**D. Approval**

Technical aspects are FAA approved.

**E. Compliance**

Compliance Code 3. To be complied with the next time the engine, module or component is sent to an authorized repair/overhaul facility for any reason or no later than 25 hours total time in service.

**F. Interchangeability – Not affected**

**G. Material Availability**

| NEW P/N  | NAME                          | QTY/ENG |
|----------|-------------------------------|---------|
| 23001967 | Wheel, Turbine, 3rd-stage     | 1       |
| 6898725  | Rotor Assembly, Power Turbine | 1       |

**H. Tooling**

**(1) (Ref. O/H and OMM)**

**I. Weight and Balance – Not affected**

**J. Electrical Load Data – Not affected**



**COMMERCIAL ENGINE  
BULLETIN**

**ENGINE, TURBINE ASSEMBLY – REMOVAL OF THIRD-STAGE  
TURBINE WHEELS (23065833) FROM 250-C20 W ENGINES**

**K. References**

- (1) Advance Engineering Memorandum (AEM), CW111316.

**NOTE:** The document above is referenced for the internal use of Rolls-Royce only.

- (2) 10W2 Operation and Maintenance Manual, Turboshaft Model 250-C20W (OMM).
- (3) 10W3 Overhaul Manual, Turboshaft Model 250-C20W (O/H).
- (4) 10W4 Illustrated Parts Catalog, Turboshaft Model 250-C20W (IPC).

**L. Other Publications Affected – None**

**M. Prerequisites – None**

**2. ACCOMPLISHMENT INSTRUCTIONS**

**A. Replace third-stage turbine wheel.**

- (1) Remove third-stage turbine wheel (23065833) (Ref. O/H).
- (2) Install new or serviceable third-stage turbine wheel (23001967).

**NOTE:** Third-stage turbine wheel (23065818) can be installed by incorporation of other power turbine components (Ref. CEB 1365).

**B. Record compliance with this commercial engine bulletin in the applicable section of the engine logbook, turbine assembly (pink pages), Part-III, Modification Record as applicable with the following:**

250-C20W

CEB 1387

**C. Basis for quantities is per engine assembly.**

**3. MATERIAL INFORMATION**

**A. Configuration Chart**

| NEW P/N     | QTY/<br>ENG | NAME                                     | OLD P/N  | QTY/<br>ENG | INSTRUCTIONS/<br>DISPOSITION |
|-------------|-------------|--|----------|-------------|------------------------------|
| 23001967    | 1           | Wheel, Turbine, Third-Stage              | 23065833 | 1           | 1                            |
| 6898725     | 1           | Rotor Assembly, Power Turbine            | 23069748 | 1           | 2                            |
| As Required | 1           | Turbine Assembly, Gas Producer And Power | 23069707 | 1           | 2                            |

**INSTRUCTIONS/DISPOSITION NOTES**

- 1. New item.
- 2. Rework and reidentify.

**B. Consumable Materials – None**

**C. Expendable Parts – None**

**CUSTOMER SUPPORT  
ROLLS-ROYCE**

February 19, 2003

250-C20W

CEB-1387

# Anhang D1

ROLLS-ROYCE M250-C20R Series Alert CEB A-72-4095 22.12.2006 "ENGINE, TURBINE ASSEMBLY - STEADY-STATE OPERATION AVOIDANCE RANGE LIMIT" (Auszug):

EXPORT CONTROLLED

## ALERT COMMERCIAL ENGINE BULLETIN



### ENGINE, TURBINE ASSEMBLY - STEADY-STATE OPERATION AVOIDANCE RANGE LIMIT

#### 1. PLANNING INFORMATION

##### A. Effectivity

###### (1) Engines

All Rolls-Royce Model 250-C20, -C20R, -B17 and -B17F Series engines are affected by this Commercial Engine Bulletin (CEB).

###### (2) Spares - Not affected

##### B. Reason

Rolls-Royce has revised the Speed Limit Tables for all Series II engines. The new tables are revised to include the Speed Avoid Range. These revised limits result from recent third-stage turbine wheel investigations.

##### C. Description

Operators are now required to avoid steady state operation in the speed avoid ranges as specified by engine type in the following wording and attached charts. Transition through the speed range is to be accomplished as expediently as possible.

##### D. Approval

Technical aspects are FAA approved.

##### E. Compliance

Compliance Code 1: To be complied with immediately.

##### F. Interchangeability - Not affected

##### G. Material Availability

| PART NUMBER | QTY/ENGINE | NAME                       | MODEL                              |
|-------------|------------|----------------------------|------------------------------------|
| 23065833    | 1          | Third-stage, Turbine Wheel | C20 Series,<br>C20R Series         |
| 23065818    | 1          | Third-stage, Turbine Wheel | C20 Series,<br>C20R Series         |
| 23065818    | 1          | Third-stage, Turbine Wheel | B17 Series,<br>B17F Series<br>C20S |

December 22, 2006

250-C20 Series      CEB A-1400  
250-C20R Series    CEB A-72-4095  
250-B17 Series      TP CEB A-1343  
250-B17F Series    TP CEB A-72-2091

©2006 Rolls-Royce Corporation

Page 1 of 7

# ALERT

Rolls-Royce

EXPORT CONTROLLED

## COMMERCIAL ENGINE BULLETIN

- H. Tooling - Not affected
- I. Weight and Balance - Not affected
- J. Electrical Load Data - Not affected
- K. References
  - (1) 10W2 Operation and Maintenance Manual, Turboshaft Models, 250-C20, -C20B, -C20F, -C20J, -C20S, -C20W (OMM).
  - (2) 10W3 Overhaul Manual, Turboshaft Models 250-C20, -C20B, -C20F, -C20J, -C20S, -C20W (O/H).
  - (3) 10W4 Illustrated Parts Catalog, Turboshaft Models 250-C20, -C20B, -C20C, -C20F, -C20J, -C20S, -C20W (IPC).
  - (4) 11W2 Operation and Maintenance Manual, Turboprop Models 250-B17, -B17B, -B17C, -B17D, -B17E (OMM).
  - (5) 11W3 Overhaul Manual, Turboprop Models 250-B17, -B17B, -B17C, -B17D, -B17E (O/H).
  - (6) 11W4 Illustrated Parts Catalog, Turboprop Models 250-B17, -B17B, -B17C, -B17D, -B17E (IPC).
  - (7) CSP21007 Operation and Maintenance Manual, Turboshaft Models 250-C20R, -C20R/1, -C20R/2, -C20R/4 (OMM).
  - (8) GTP5232-3 Overhaul Manual, Turboshaft Models 250-C20R, -C20R/1, -C20R/2, -C20R/4 (O/H).
  - (9) CSP23007 Illustrated Parts Catalog, Turboshaft Models 250-C20R, -C20R/1, -C20R/2, -C20R/4 (IPC).
  - (10) CSP21008 Operation and Maintenance Manual, Turboprop Models 250-B17F, -B17F/1, -B17F/2 (OMM).
  - (11) GTP5243-3 Overhaul Manual, Turboprop Models 250-B17F, -B17F/1, -B17F/2 (O/H).
  - (12) CSP23008 Illustrated Parts Catalog, Turboprop Models 250-B17F, -B17F/1, -B17F/2 (IPC).
- L. Prerequisites - None

December 22, 2006

250-C20 Series            CEB A-1400  
250-C20R Series        CEB A-72-4095  
250-B17 Series         TP CEB A-1343  
250-B17F Series       TP CEB A-72-2091

©2006 Rolls-Royce Corporation

Page 2 of 7

# ALERT

Rolls-Royce

EXPORT CONTROLLED

## COMMERCIAL ENGINE BULLETIN

### 2. ACCOMPLISHMENT INSTRUCTIONS

#### A. All Rolls-Royce Model 250 Series II Engines.

(1) Turbine transient speed incursions into the speed avoid range, which exceed 60 seconds, require specific action as described in this CEB.  
(Ref. FIG. 1, 2, 3 and 4)

(a) Maintain Engine Log Book Records so that transient N2 speed incursion events into the range between 24,967 RPM (75% for the Series II) and 29,296 RPM (88% for the Series II) that exceed 60 seconds are recorded. Record the time spent in the speed avoid range during the event.

(b) In the event that a turbine is operated in excess of 60 seconds in the speed avoid range in any one event, the turbine unit must be removed from service. The third-stage turbine wheel (slotted design P/N's 23065833 and 23065818) must be scrapped, and a serviceable replacement installed before that turbine unit may be re-installed in an aircraft.

**NOTE:** The 60 second operational restriction in the range between 24,967 RPM (75% for the Series II) and 29,296 RPM (88% for the Series II) is not cumulative, but applies to each event within the range.

### 3. MATERIAL INFORMATION -Not applicable

CUSTOMER SUPPORT  
ROLLS-ROYCE

December 22, 2006

250-C20 Series            CEB A-1400  
250-C20R Series        CEB A-72-4095  
250-B17 Series          TP CEB A-1343  
250-B17F Series        TP CEB A-72-2091

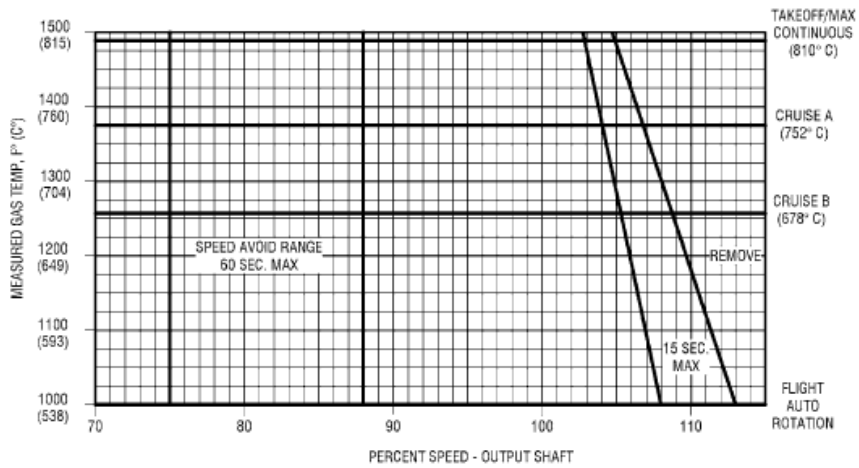
©2006 Rolls-Royce Corporation

Page 3 of 7

EXPORT CONTROLLED

# ALERT

Rolls-Royce  
COMMERCIAL ENGINE BULLETIN



**NOTE:**  
TRANSITION THROUGH THE SPEED AVOID RANGE IS TO  
BE ACCOMPLISHED AS EXPEDIENTLY AS POSSIBLE.

ADS218XA

250-C20R Maximum Allowable Output Shaft Speeds  
FIG. 4

December 22, 2006

250-C20 Series            CEB A-1400  
250-C20R Series        CEB A-72-4095  
250-B17 Series         TP CEB A-1343  
250-B17F Series       TP CEB A-72-2091

©2006 Rolls-Royce Corporation

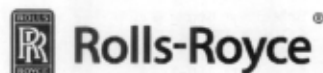
Page 7 of 7



## **Anhang D2**

ROLLS-ROYCE M250-C20R Series Alert CEB A-72-4095 (R2) 13.10.2008 "*ENGINE, TURBINE ASSEMBLY - STEADY-STATE OPERATION AVOIDANCE RANGE LIMIT*" (Auszug):

# ALERT COMMERCIAL ENGINE BULLETIN



## ENGINE, TURBINE ASSEMBLY - STEADY-STATE OPERATION AVOIDANCE RANGE LIMIT

### 1. PLANNING INFORMATION

#### A. Effectivity

##### (1) Engines

All Rolls-Royce Model 250-C20, -C20R, -B17 and -B17F Series engines are affected by this Commercial Engine Bulletin (CEB).

##### (2) Spares - Not affected

#### B. Reason

This CEB is being revised to clarify and communicate the required engine N2 speed avoidance range for all Model 250 Series II engines. The required engine N2 speed avoidance range is dependent upon the part number of the 3rd-stage turbine wheel in service and the OEM application in which the engine is installed. Of the three different designs of 3rd-stage turbine wheel in service, this CEB specifically addresses the action by part number of the two affected wheels and the OEM applications where relevant. Part numbers of the three 3rd-stage turbine wheels in service and the OEM applications affected are as follows:

##### (1) Enhanced Power Turbine Fitted with P/N 23065818 3rd-stage Turbine Wheel.

Changes documented in the previous revisions of this CEB that address the Speed Limit Tables for the enhanced P/N 23065818 3rd-stage turbine wheel remain in effect. This speed avoidance range is applicable to all OEM applications.

##### (2) Non-Enhanced Power Turbine Fitted with P/N 23065833 3rd-stage Turbine Wheel.

For normal operation, the OEM applications affected are those with a cruise power rating of 350 SHP or above: Agusta A109 (all models), Soloy B206L/R and Eurocopter BO105 (all models). In addition and for One Engine Inoperable (OEI) only, the following OEM application is affected: Eurocopter AS355 (all models). P/N 23065833 wheel is no longer manufactured and so alternative options for replacement of the wheel at next turbine overhaul are discussed in paragraph 2.C.(1)(d).

##### (3) Non-Enhanced Power Turbine Fitted with P/N 23001967 3rd-stage Turbine Wheel.

No N2 speed avoidance range is required for any OEM application. P/N 23001967 wheel is not affected by this CEB and is mentioned only for completeness.

This CEB provides advanced notification of actions pertaining to the 3rd-stage turbine wheel that are being incorporated in all applicable Model 250 Series II engine Operation and Maintenance Manuals.

#### C. Description

This CEB requires Operators to avoid engine N2 steady-state operation in the speed avoidance range as specified by 3rd-stage turbine wheel part number in the following wording and charts. Transition through the speed range is to be accomplished as expeditiously as possible.

#### D. Approval

Technical aspects are FAA approved.

December 22, 2006  
Revision 2  
October 13, 2008

|                 |                  |
|-----------------|------------------|
| 250-C20 Series  | CEB A-1400       |
| 250-C20R Series | CEB A-72-4095    |
| 250-B17 Series  | TP CEB A-1343    |
| 250-B17F Series | TP CEB A-72-2091 |

©2008 Rolls-Royce Corporation

Page 1 of 9

# ALERT

Rolls-Royce

## COMMERCIAL ENGINE BULLETIN

### EXPORT CONTROLLED

E. Compliance

Compliance Code 1: To be complied with immediately.

F. Interchangeability - Not affected

G. Material Availability

| PART NUMBER | QTY/ENGINE | NAME                       | MODEL                               |
|-------------|------------|----------------------------|-------------------------------------|
| 23065833    | 1          | Third-stage, Turbine Wheel | C20 Series,<br>C20R Series          |
| 23065818    | 1          | Third-stage, Turbine Wheel | C20 Series,<br>C20R Series          |
| 23065818    | 1          | Third-stage, Turbine Wheel | B17 Series,<br>B17F Series,<br>C20S |

H. Tooling - Not affected

I. Weight and Balance - Not affected

J. Electrical Load Data - Not affected

K. References

- (1) 10W2 Operation and Maintenance Manual, Turboshaft Models, 250-C20, -C20B, -C20F, -C20J, -C20S, -C20W (OMM).
- (2) 10W3 Overhaul Manual, Turboshaft Models 250-C20, -C20B, -C20F, -C20J, -C20S, -C20W (O/H).
- (3) 10W4 Illustrated Parts Catalog, Turboshaft Models 250-C20, -C20B, -C20C, -C20F, -C20J, -C20S, -C20W (IPC).
- (4) 11W2 Operation and Maintenance Manual, Turboprop Models 250-B17, -B17B, -B17C, -B17D, -B17E (OMM).
- (5) 11W3 Overhaul Manual, Turboprop Models 250-B17, -B17B, -B17C, -B17D, -B17E (O/H).
- (6) 11W4 Illustrated Parts Catalog, Turboprop Models 250-B17, -B17B, -B17C, -B17D, -B17E (IPC).
- (7) CSP21007 Operation and Maintenance Manual, Turboshaft Models 250-C20R, -C20R/1, -C20R/2, -C20R/4 (OMM).
- (8) GTP5232-3 Overhaul Manual, Turboshaft Models 250-C20R, -C20R/1, -C20R/2, -C20R/4 (O/H).
- (9) CSP23007 Illustrated Parts Catalog, Turboshaft Models 250-C20R, -C20R/1, -C20R/2, -C20R/4 (IPC).
- (10) CSP21008 Operation and Maintenance Manual, Turboprop Models 250-B17F, -B17F/1, -B17F/2 (OMM).
- (11) GTP5243-3 Overhaul Manual, Turboprop Models 250-B17F, -B17F/1, -B17F/2 (O/H).
- (12) CSP23008 Illustrated Parts Catalog, Turboprop Models 250-B17F, -B17F/1, -B17F/2 (IPC).

L. Prerequisites - None

December 22, 2006

Revision 2

October 13, 2008

250-C20 Series           CEB A-1400  
250-C20R Series       CEB A-72-4095  
250-B17 Series         TP CEB A-1343  
250-B17F Series       TP CEB A-72-2091

©2008 Rolls-Royce Corporation

Page 2 of 9

# ALERT

Rolls-Royce

EXPORT CONTROLLED

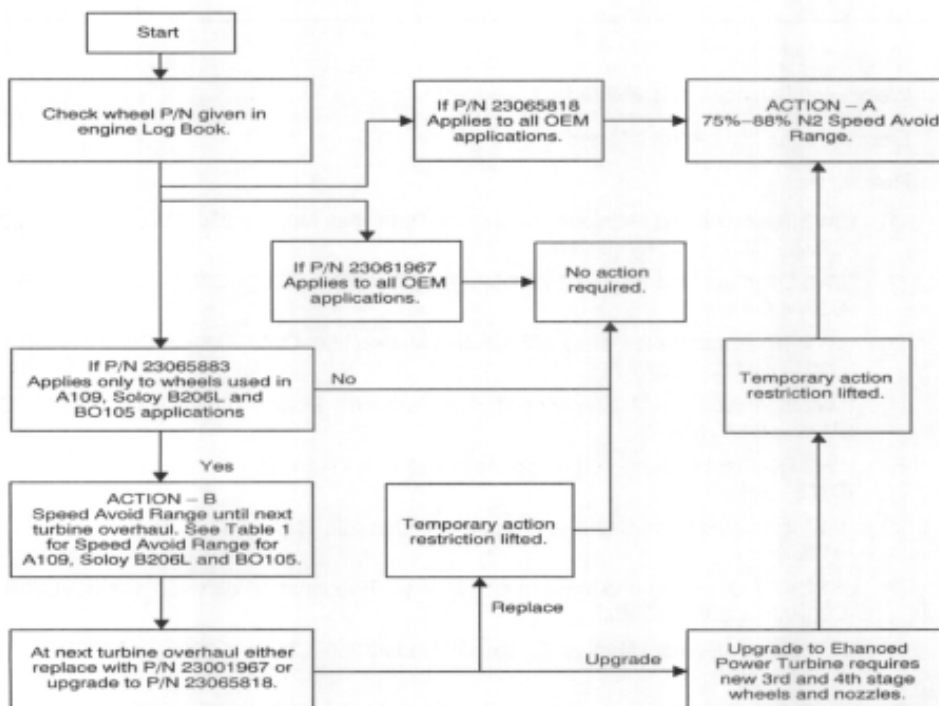
## COMMERCIAL ENGINE BULLETIN

### 2. ACCOMPLISHMENT INSTRUCTIONS

#### A. Identification of Wheel and Action Required.

The part number of the 3rd-stage turbine wheel installed in a Model 250 Series II engine is recorded in the engine logbook, Turbine Assembly (pink pages), Assembly Record, Part V. The part number must be used to identify the appropriate action described in paragraph 2.B. or 2.C. The following flowchart is included as a simple guide to help identify the appropriate action for each wheel type.

**NOTE:** A temporary action only is required for the Agusta A109 (all models), Soloy B206L/R and Eurocopter BO105 (all models) with the non-enhanced 3rd-stage turbine wheel P/N 23065833 installed, since this wheel will be permanently removed from service at the next turbine overhaul (replacement options are discussed in paragraph 2.C.(1)(d)). All other OEM applications with the non-enhanced 3rd-stage turbine wheel P/N 23065833 installed do not require a temporary action.



December 22, 2006  
Revision 2  
October 13, 2008

250-C20 Series      CEB A-1400  
250-C20R Series    CEB A-72-4095  
250-B17 Series      TP CEB A-1343  
250-B17F Series    TP CEB A-72-2091

©2008 Rolls-Royce Corporation

Page 3 of 9

# ALERT

Rolls-Royce

EXPORT CONTROLLED

## COMMERCIAL ENGINE BULLETIN

- B. Action A – Enhanced Power Turbine Fitted with P/N 23065818 3rd-stage Turbine Wheel.
- (1) This action is applicable to all Model 250 Series II Engines used in all OEM applications. A mandatory 75% to 88% engine N2 steady-state speed avoidance range is required for operation above 85 SHP (equivalent to 91.5 ft-lb (124.1 Nm) of torque). Rolls-Royce must be consulted for additional guidance on the speed avoidance range for any OEM application that has a potential steady-state operating speed below 89% N2. Steady-state operation below 85 SHP or transient operation passing through this speed range is allowable. This action applies to all flight and ground maintenance (including track and balance) operational practices (Ref. FIG. 1, 2, 3 and 4.
- (a) An entry into the engine logbook must be made for any steady-state operating excursion into the 75% to 88% N2 speed avoidance range while operating above 85 SHP (equivalent to 91.5 ft-lb (124.1 Nm) of torque). If the total accumulated time above 85 SHP exceeds 60 seconds for a single or multiple event, the turbine unit must be removed from service and the 3rd-stage turbine wheel scrapped and replaced with another P/N 23065818 wheel. If the cumulative time at steady-state conditions above 85 SHP has possibly exceeded 60 seconds, or is unknown, Rolls-Royce must be contacted for disposition of the wheel.
- (b) Engines that have a logbook entry for a steady-state operating excursion into the 75% to 88% N2 speed avoidance range or that have been used in an application that has operated below 89% N2 should not be fitted on another OEM application without the 3rd-stage turbine wheel being scrapped and replaced.
- NOTE:** The 60 second operation restriction in the speed avoidance range between 75% and 88% N2 while operating above 85 SHP (equivalent to 91.5 ft-lb (124.1 Nm) of torque) applies to sustained engine N2 steady-state operation. It does not apply to transient operation passing through this speed range. Steady-state operation is defined as any maneuver during which an attempt is being made to maintain a constant engine speed within 2% N2.
- C. Action B – Non-Enhanced Power Turbine Fitted with P/N 23065833 3rd-stage Turbine Wheel.
- (1) For normal engine operation, this action is required only for Model 250 Series II Engines used in the following OEM applications: Agusta A109 (all models), Solyo B206L/R and Eurocopter BO105 (all models). This action is required only until the next turbine overhaul at which time the 3rd-stage turbine wheel must be removed from service. All other OEM applications do not require this temporary action.
- Two options are available to satisfy this action (paragraph 2.C.(1)(a) or 2.C.(1)(b)). Only one option need be implemented:
- (a) Conduct N2 Indication System Calibration Check.
- A narrower N2 speed avoidance range is required if a calibration check on the N2 indication system can be performed to zero out any error. If this can be accomplished, the required engine N2 speed avoidance range is 87% to 95% N2. If this cannot be accomplished, refer to paragraph 2.C.(1)(b), for the required expanded engine N2 speed avoidance range that includes an appropriate allowance for the N2 indication system accuracy of each OEM application affected.
- (b) N2 Speed Avoidance Range.
- The allowable engine N2 steady-state operating speed is a function of the engine N2 speed indication system error. The required engine N2 speed avoidance range is documented in Table 1 for the affected OEM applications, and applies to both flight and ground maintenance (including track and balance) operational practices.

December 22, 2006  
Revision 2  
October 13, 2008

|                 |                  |
|-----------------|------------------|
| 250-C20 Series  | CEB A-1400       |
| 250-C20R Series | CEB A-72-4095    |
| 250-B17 Series  | TP CEB A-1343    |
| 250-B17F Series | TP CEB A-72-2091 |

©2008 Rolls-Royce Corporation

Page 4 of 9

# ALERT

## Rolls-Royce

### COMMERCIAL ENGINE BULLETIN

| OEM Aircraft | Speed Avoidance Range (% N2) |
|--------------|------------------------------|
| A109         | 85.0-97.0                    |
| Soloy B206L  | 84.5-97.5                    |
| BO105        | 86.5-95.5                    |

Table 1  
OEM Application Specific Speed Avoid Range

An entry into the engine logbook must be made for any steady-state engine operation in the N2 speed avoidance range regardless of engine power. The total time spent at steady-state conditions in the N2 speed avoidance range during the event must be recorded in the engine logbook. Once the total accumulated time of steady-state operation exceeds 60 seconds, the turbine unit must be removed from service and the 3rd-stage turbine wheel P/N 23065833 scrapped. If the cumulative time at steady-state conditions above 85 SHP has possibly exceeded 60 seconds, or is unknown, Rolls-Royce must be contacted for disposition of the wheel.

**NOTE:** The 60 second operation restriction in the speed avoidance range applies to sustained engine N2 steady-state engine operation. It does not apply to transient operation passing through this speed range. Steady-state operation is defined as any maneuver during which an attempt is being made to maintain a constant engine speed within 2% N2.

- (c) N2 Gage Indication System Calibration or N2 Speed Avoidance Range Not Implemented.

If the N2 Gage Indication System or the N2 Speed Avoidance Range cannot be implemented for any reason, the 3rd-stage turbine wheel P/N 23065833 must be removed from service and a replacement wheel as discussed in paragraph 2.C.(1)(d) installed.

- (d) Replacement Wheel Options at Turbine Overhaul.

At the next scheduled turbine overhaul, 3rd-stage turbine wheel P/N 23065833 must be removed from service and scrapped. Replacement options are a direct swap with P/N 23001967 3rd-stage turbine wheel or to upgrade to the Enhanced Power Turbine design that uses P/N 23065818 3rd-stage turbine wheel. The upgrade to the Enhanced Power Turbine requires new 3rd- and 4th-stage wheels and nozzles.

- (e) Re-use of Engines Fitted with P/N 23065833 3rd-stage Turbine Wheels Prohibited.

Engines fitted with 3rd-stage turbine wheel P/N 23065833 that have been used in any of the affected OEM applications (A109 (all models), Soloy B206L/R, BO105 (all models)), must not be used in any other OEM application (including non-affected OEM applications) without first removing the turbine unit from service and scrapping the 3rd-stage wheel.

- (2) For OEI operation, this action is required for Model 250 Series II engines used in the following OEM application only: Eurocopter AS355 (all models).

If an OEI condition occurs, the turbine unit of the engine operating during the event must be immediately removed from service following the event and the 3rd-stage turbine wheel scrapped. Replacement 3rd-stage turbine wheel options are discussed in paragraph 2.C.(1)(d).

### 3. MATERIAL INFORMATION - Not applicable

#### CUSTOMER SUPPORT ROLLS-ROYCE

December 22, 2006  
Revision 2  
October 13, 2008

|                 |                  |
|-----------------|------------------|
| 250-C20 Series  | CEB A-1400       |
| 250-C20R Series | CEB A-72-4095    |
| 250-B17 Series  | TP CEB A-1343    |
| 250-B17F Series | TP CEB A-72-2091 |

©2008 Rolls-Royce Corporation

Page 5 of 9

## **Anhang E**

ROLLS ROYCE INVESTIGATION FINDING ENGINE S/N 834XXX (Auszug):



Date: 30 JAN 2019

Subject: Engine Investigation Findings Engine S/N 8340 [REDACTED] Bell 206L/R Reg. [REDACTED]

Dear [REDACTED],

Please see the below information regarding our findings during this accident investigation. Feel free to contact me if you have any questions.

Event background: On 15 July 2006, at approximately 0705 local time, a Bell 206L/R, Austrian registration [REDACTED], was in cruise flight with a crew of three and three passengers when the pilot reported a complete loss of engine power. He initiated an autorotation over hilly terrain and landed hard, resulting in substantial damage to the airframe. There were no injuries to the crew or the passengers. The aircraft was owned and operated by [REDACTED]. The pilot indicated that the flight was normal and that the engine was operating at an approximate TOT of 680 degrees and 55% torque prior to the event.

Airframe Observations: Following the accident, the engine was removed from the airframe and transported to the Austrian Air Force base in Horsching for disassembly and further investigation. The airframe was not inspected, nor were any pictures of the airframe, other than the engine cowling, made available.

Engine Information: The helicopter was powered by a Rolls-Royce, Model 250-C20R/2 gas turbine engine, S/N CAE8340 [REDACTED]. The engine is rated at 450 shaft horsepower. This engine was originally produced as a Model 250-C20B in 1981 and sold to [REDACTED]. The history of the engine could not be established between 1981 and 1988 when it was converted from a Model 250-C20B to a Model 250-C20R/2. The engine conversion was completed by [REDACTED] with a total time of 954.2 hours at the time of the conversion.

---

<sup>1</sup> **Disclaimer:** This letter summarizes Rolls-Royce activities conducted in support of the Austrian BMVIT investigation into the subject mishap. The original Rolls-Royce Air Safety Investigator passed away prior to the conclusion of the internal investigation and there was a delay in the request for information from the Austrian BMVIT. Therefore, an official signed report of his activities is not available and the information in this document is compiled from field notes and informal documents and may not include the entire body of work conducted.





Engine Investigation: An engine disassembly inspection was completed at the Austrian Air Force Base, Linz during week of 21 August 2006. The following participants were present:

|  |                        |  |
|--|------------------------|--|
|  | IIC, VERSA             |  |
|  | Operator               |  |
|  | Maintenance, Air Force |  |
|  | Rolls-Royce Advisor    |  |
|  | Metallurgist           |  |
|  | [REDACTED]             |  |
|  | [REDACTED]             |  |

The following additional engine observations were noted during the disassembly inspection:

- The compressor turned free and smooth and was continuous through the accessory gearbox to the fuel control, starter/generator, and N1 tach generator drive pads.
- The compressor rotor exhibited moderate blade tip rub on all compressor wheels.
- The N2 side of the accessory gearbox turned free and smooth. The gearbox was not disassembled.
- Residual oil from the accessory gearbox was orange/golden colored and did not have a burned aroma.
- Both the lower and upper magnetic chip detectors contained metallic debris.
- The lower left turbine retention stud threads were damaged and the lock nut was partially backed off. The gearbox was cracked at the stud location.
- The exhaust collector was heavily damaged in the number 5 bearing housing area.
- The number 5 bearing outer race was broken into several pieces and some of the debris plus some of the balls were found in the bottom of the exhaust duct.
- The turbine to pinion gear coupling was intact and the teflon washers were in place.
- The turbine to compressor coupling was fractured approximately three inches in from the turbine end.
- The power turbine outer shaft was heavily damaged and showed evidence of a torsional twist and bending. The curvic coupling was fully engaged with the stage 4 turbine wheel.
- The stage 4 turbine wheel was heavily damaged on the shroud. Blade damage was minimal.
- The stage 4 turbine nozzle showed evidence of vane impact damage.



- The stage 3 turbine wheel was heavily damaged and there was one liberated blade. The fracture surface was close to the wheel rim and showed evidence of fatigue with the origin located at the trailing edge.
- The stage 3 turbine nozzle was unremarkable.
- The stage 2 turbine wheel was unremarkable.
- The stage 2 turbine nozzle exhibited deposits from the stage 1 turbine wheel. Otherwise it was unremarkable.
- The stage 1 turbine wheel showed evidence of missing blade material on all blade tips.
- The stage 1 turbine nozzle was unremarkable.
- Numbers 6, 7, and 8 bearings were intact, oil wetted, and rotated freely.

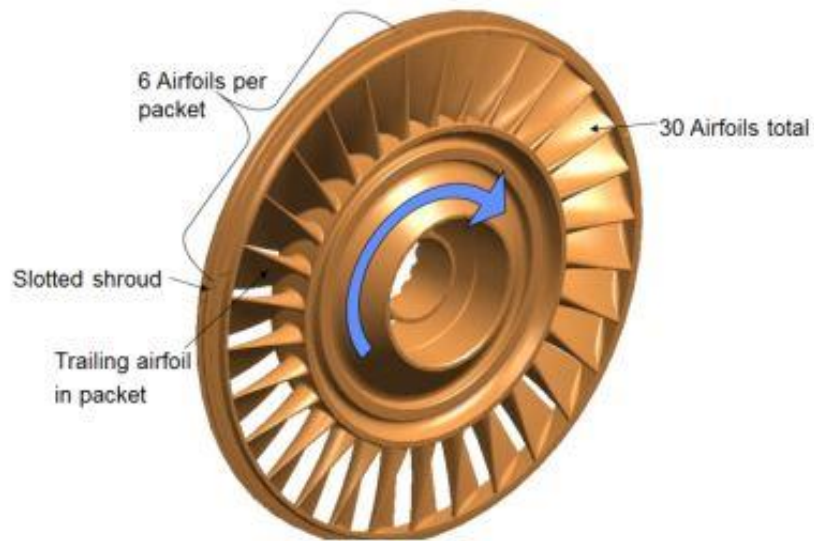
The third stage turbine wheel blade failure was identified as the primary failed item (PFI) with all other damage being secondary. The third stage turbine wheel was marked as P/N: 23065833, S/N: X536443 and according to the logbooks had a Time Since New of 49hrs. Per direction from the Investigator In Charge (IIC), the third stage turbine wheel was sent to MTU for detailed evaluation. The primary findings of this examination were documented in an MTU failure analysis report which was provided to Rolls-Royce and is summarized below:

- A single blade failed due to high cycle fatigue exposure with the origin on the trailing edge near the inner band. No metallurgical or other defects were observed at the origin site.
- Small cracks were found on four other blades on the trailing edge near the inner band.

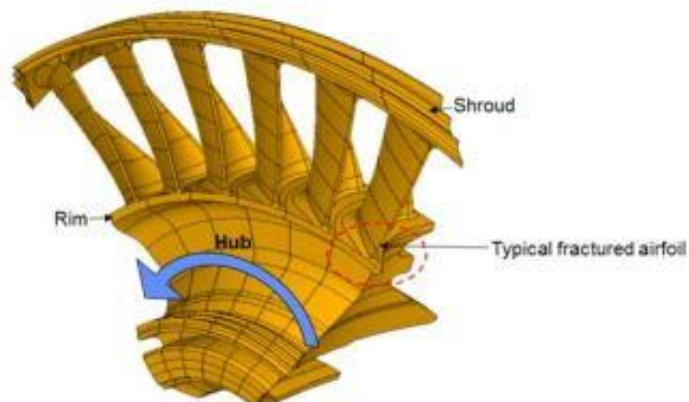


**Root Cause Investigation:** The third stage turbine wheel used in the M250-C20R/2 "non-enhanced" power turbine is a cast 30 blade shrouded wheel. The shroud is slotted in five equally spaced locations creating five packets of six blades.

**P/N: 23065833 Series II 3rd Stg Turbine Wheel (non-enhanced)**



The metallurgical evaluation provided to Rolls-Royce by MTU identified the most probable failure mode was high cycle fatigue that initiated at the hub trailing edge fillet of an airfoil located at the trailing blade (blade 6) position in a packet.





The subject occurrence is the fifth event of this part configuration exhibiting this failure mode. A multi-year root cause investigation involving 3D thermal transient stress modelling, dynamics analysis, and full engine strain gage testing identified a deleterious dynamic response (referred to herein as 2D3 mode) in the wheel at approximately 30,000 rpm (87-95% N2 speed). The 2D3 mode is driven by seventh engine order excitation due to the uneven strut spacing of the upstream support structure. In all five events, the blade eventually failed from a thermal-mechanically initiated fatigue crack that subsequently propagated in high cycle fatigue due to operation within this harmful 87-95% N2 speed range.

To mitigate future occurrence of this failure mode, the following actions were completed by the end of 2008:

- Production of the slotted shroud non-enhanced third stage wheel, P/N 23065833, was cancelled on November 21, 2007 and all new engines have since been produced with the enhanced turbine wheel.
- CEB A-1400 (Appendix A) was revised October 14, 2008 to communicate containment actions for fielded engines with the non-enhanced slotted shroud wheel, P/N 23065833.<sup>2</sup>
- Fielded engines with the non-enhanced slotted shroud third stage wheel, P/N 23065833, have the option of replacing the wheel with the continuous shroud design, P/N 23001967, or upgrading to the enhanced power turbine at the next turbine overhaul.

Please feel free to contact me with any other questions you may have regarding this investigation.

Regards,



<sup>2</sup> CEB-A-1400 has since been revised several times following the conclusion of this investigation to refine actions for different part number wheels. The current revision is Rev 7



**Appendix A, Alert Commercial Engine Bulletin 1400 Revision 7**

Rolls-Royce Corporation  
450 South Meridian Street  
Indianapolis, IN 46225 USA  
Phone: 317-230-3774  
Fax: 317-230-6084  
email: indy.pubs.services@rolls-royce.com



**Rolls-Royce**

## P U B L I C A T I O N      T R A N S M I T T A L

January 10, 2019

**TO:** Recipients of M250<sup>®</sup>-C20, C20R, B17, and B17F Series Commercial Engine Bulletins

**SUBJECT:** ENGINE, TURBINE ASSEMBLY - STEADY-STATE OPERATION AVOIDANCE RANGE LIMIT

This letter transmits Revision 7 to the subject commercial engine bulletins:

| <u>Model</u>     | <u>Bulletin Number</u> |
|------------------|------------------------|
| M250-C20 Series  | CEB A-1400             |
| M250-C20R Series | CEB A-72-4095          |
| M250-B17 Series  | CEB TP A-1343          |
| M250-B17F Series | CEB TP A-72-2091       |

This is a complete revision. Replace the Revision 6 issue with this Revision 7.

Revision 7 changes the Planning Information and Accomplishment Instructions sections.

The following list includes the original issue date and all revisions to this bulletin:

|                |                   |
|----------------|-------------------|
| Original issue | December 22, 2006 |
| Revision 1     | August 20, 2007   |
| Revision 2     | October 13, 2008  |
| Revision 3     | January 19, 2009  |
| Revision 4     | March 16, 2016    |
| Revision 5     | July 29, 2016     |
| Revision 6     | April 12, 2018    |
| Revision 7     | January 10, 2019  |

**CUSTOMER SUPPORT  
ROLLS-ROYCE**

CHECK THAT ALL PREVIOUS TRANSMITTALS HAVE BEEN INCORPORATED- if any have not been received please contact Aviall, Inc. via E-mail: 250pubs@aviall.com, Website: www.aviall.com, Phone: 1-800-AVIALL-1 (North America), 1-972-586-1985 (International).

# ALERT COMMERCIAL ENGINE BULLETIN



## ENGINE, TURBINE ASSEMBLY - STEADY-STATE OPERATION AVOIDANCE RANGE LIMIT

### 1. PLANNING INFORMATION

#### A. Effectivity

##### (1) Engines

All Rolls-Royce Model M250®-C20, -C20R, -B17 and -B17F Series engines are affected by this Commercial Engine Bulletin (CEB).

##### (2) Spares - Not affected

#### B. Reason

This Alert CEB has been released by Rolls-Royce to heighten awareness of the N2 speed avoidance range for Series II engines. It is required to observe the speed avoidance range and operating procedures to minimize the possibility of power turbine failure. The required engine N2 speed avoidance range is dependent upon the part number of the Power Turbine Wheel in service, engine model, and the OEM application in which the engine is installed. Part numbers of the 3rd-stage and 4th-stage Turbine Wheels in service, engine models, and the OEM applications affected are as follows:

- (1) Enhanced Power Turbine Fitted with P/N 23065818 or subsequent 3rd-stage Turbine Wheel and P/N 23055944 or subsequent 4th-stage Turbine Wheel.

For normal operation, all OEM applications are affected. The engine N2 speed avoidance range is dependent upon the engine models the Enhanced Power Turbine wheels are installed.

- (2) Non-Enhanced Power Turbine Fitted with P/N 23065833 3rd-stage Turbine Wheel.

For normal operation, the following OEM applications are affected: Agusta A109 (all models), Soloy B206L/R and Eurocopter BO105 (all models). In addition, this speed avoidance range is applicable during One-Engine-Inoperative (OEI) operation of multi-engine aircraft. P/N 23065833 wheel is no longer manufactured and so alternative options for replacement of the wheel at next turbine overhaul are discussed in paragraph 2.C.(1)(d).

- (3) Non-Enhanced Power Turbine Fitted with P/N 23001967 3rd-stage Turbine Wheel and P/N 6853279 4th-stage Turbine Wheel.

No N2 speed avoidance range is required for any OEM application. P/N 23001967 and P/N 6853279 wheels are not affected by this CEB and are mentioned only for completeness.

December 22, 2006  
Revision 7  
January 10, 2019

|                  |                  |
|------------------|------------------|
| M250-C20 Series  | CEB A-1400       |
| M250-C20R Series | CEB A-72-4095    |
| M250-B17 Series  | TP CEB A-1343    |
| M250-B17F Series | TP CEB A-72-2091 |

# ALERT

## Rolls-Royce

### COMMERCIAL ENGINE BULLETIN

## C. Description

This CEB requires Operators to avoid engine N2 steady-state operation in the speed avoidance range as specified by 3rd-stage turbine wheel part number and 4th-stage turbine wheel part number in the following wording and charts. Transition through the speed range is to be accomplished as expediently as possible. In autorotation, with N2 split from NR and throttle in the Ground Idle position, unrestricted operation within the speed avoidance range is permitted. Transient operation in the speed avoidance range during recovery from autorotation is permitted.

**NOTE:** Transient Operation is defined as no dwell at an N2 speed of more than a 1 second duration.

## D. Approval

Technical aspects are FAA approved.

## E. Compliance

Compliance Code 1: To be complied with immediately.

## F. Interchangeability - Not affected

## G. Material Availability - Not affected

## H. Tooling - Not affected

## I. Weight and Balance - Not affected

## J. Electrical Load Data - Not affected

## K. References

- (1) 10W2 Operation and Maintenance Manual, Turboshaft Models M250-C20, -C20B, -C20F, -C20J, -C20S, -C20W (OMM).
- (2) 10W3 Overhaul Manual, Turboshaft Models M250-C20, -C20B, -C20F, -C20J, -C20S, -C20W (O/H).
- (3) 10W4 Illustrated Parts Catalog, Turboshaft Models M250-C20, -C20B, -C20C, -C20F, -C20J, -C20S, -C20W (IPC).
- (4) 11W2 Operation and Maintenance Manual, Turboprop Models M250-B17, -B17B, -B17C, -B17D, -B17E (OMM).
- (5) 11W3 Overhaul Manual, Turboprop Models M250-B17, -B17B, -B17C, -B17D, -B17E (O/H).
- (6) 11W4 Illustrated Parts Catalog, Turboprop Models M250-B17, -B17B, -B17C, -B17D, -B17E (IPC).
- (7) CSP21007 Operation and Maintenance Manual, Turboshaft Models M250-C20R, -C20R/1, -C20R/2, -C20R/4 (OMM).
- (8) GTP5232-3 Overhaul Manual, Turboshaft Models M250-C20R, -C20R/1, -C20R/2, -C20R/4 (O/H).
- (9) CSP23007 Illustrated Parts Catalog, Turboshaft Models M250-C20R, -C20R/1, -C20R/2, -C20R/4 (IPC).

December 22, 2006  
Revision 7  
January 10, 2019

|                  |                  |
|------------------|------------------|
| M250-C20 Series  | CEB A-1400       |
| M250-C20R Series | CEB A-72-4095    |
| M250-B17 Series  | TP CEB A-1343    |
| M250-B17F Series | TP CEB A-72-2091 |



# ALERT

**Rolls-Royce**

EXPORT CONTROLLED

## COMMERCIAL ENGINE BULLETIN

- (10) CSP21008 Operation and Maintenance Manual, Turboprop Models M250-B17F, -B17F/1, -B17F/2 (OMM).
- (11) GTP5243-3 Overhaul Manual, Turboprop Models M250-B17F, -B17F/1, -B17F/2 (O/H).
- (12) CSP23008 Illustrated Parts Catalog, Turboprop Models M250-B17F, -B17F/1, -B17F/2 (IPC).

L. Prerequisites - None

### 2. ACCOMPLISHMENT INSTRUCTIONS

#### A. Identification of Wheel and Action Required.

The part number of the power turbine wheels installed in a Model M250 Series II engine is recorded in the engine logbook, Turbine Assembly, Assembly Record, Part V. The part number must be used to identify the appropriate action described in paragraph 2.B. or 2.C. The flowchart that follows is included as a simple guide to help identify the appropriate action for each wheel type.

December 22, 2006  
Revision 7  
January 10, 2019

|                  |                  |
|------------------|------------------|
| M250-C20 Series  | CEB A-1400       |
| M250-C20R Series | CEB A-72-4095    |
| M250-B17 Series  | TP CEB A-1343    |
| M250-B17F Series | TP CEB A-72-2091 |

©2006, 2019 Rolls-Royce Corporation

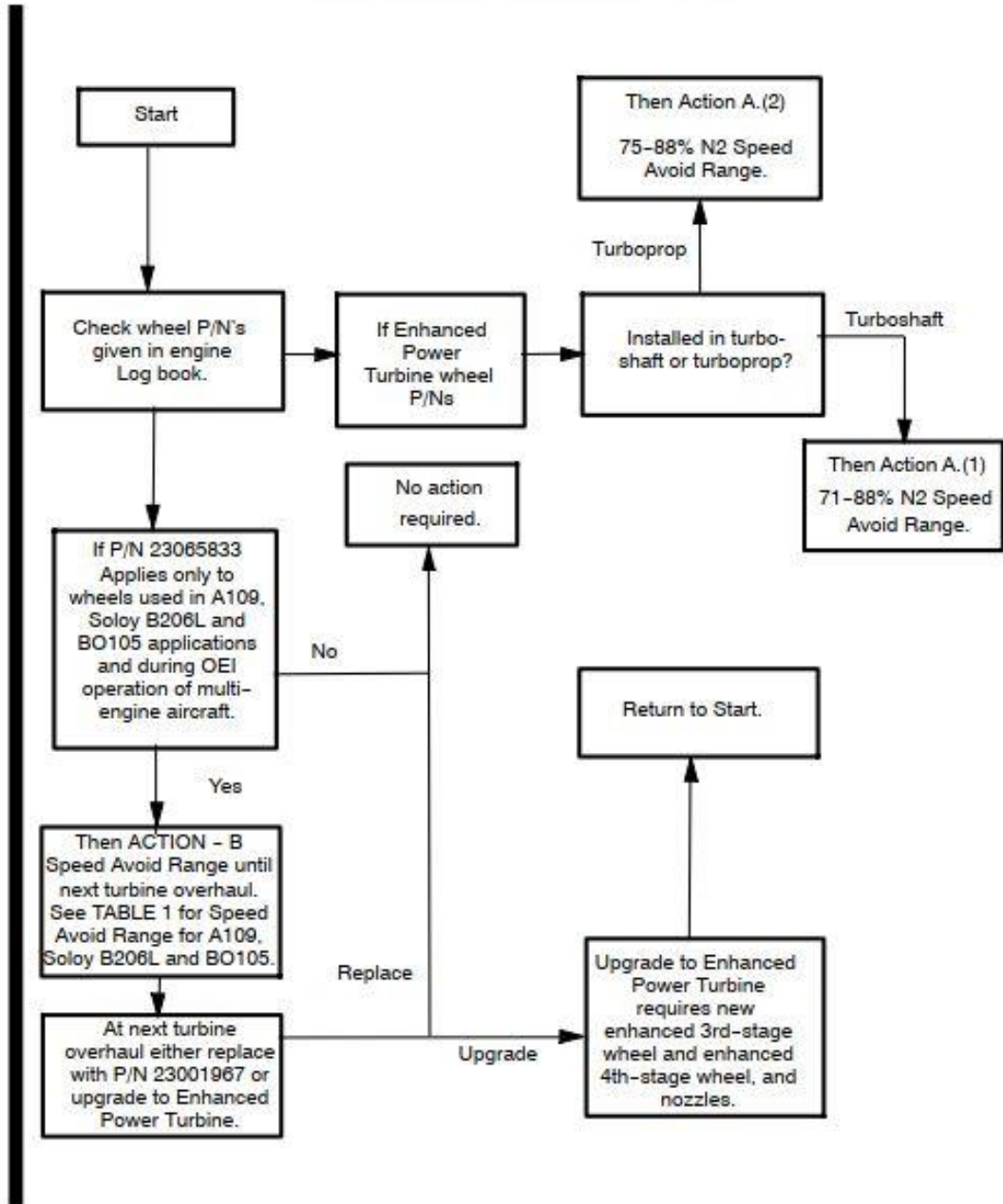
Page 3 of 7

# ALERT

Rolls-Royce

COMMERCIAL ENGINE BULLETIN

EXPORT CONTROLLED



December 22, 2006  
Revision 7  
January 10, 2019

M250-C20 Series      CEB A-1400  
M250-C20R Series    CEB A-72-4095  
M250-B17 Series      TP CEB A-1343  
M250-B17F Series    TP CEB A-72-2091

©2006, 2019 Rolls-Royce Corporation

Page 4 of 7

# ALERT

Rolls-Royce

COMMERCIAL ENGINE BULLETIN

EXPORT CONTROLLED

## B. Action A

- (1) This action is applicable to all Rolls-Royce M250-C20 Series (except M250-C20S) and -C20R Series Turbohaft Engines used in all Turbohaft OEM applications fitted with enhanced power turbine wheels P/N 23065818 or subsequent 3rd-stage Turbine Wheel and P/N 23055944 or subsequent 4th-stage Turbine Wheel.

A 71% to 88% engine N2 steady-state speed avoidance range is required for all operational practices. Rolls-Royce must be consulted for additional guidance on the speed avoidance range for any OEM application that has a potential steady-state operating speed below 89% N2.

**NOTE:** Transient operation only is permitted in the speed avoidance range. Any exposure in the speed avoidance range must be minimized as much as possible.

This action applies to all flight and ground maintenance (including track and balance) operational practices. Operation within the speed avoidance range is permitted for preflight and postflight checks specified in OEM flight manuals.

**NOTE:** In autorotation, with N2 split from NR and throttle in the Ground Idle position, unrestricted operation within the speed avoidance range is permitted. Transient operation in the speed avoidance range during recovery from autorotation is permitted.

**NOTE:** Transient Operation is defined as no dwell at an N2 speed of more than a one second duration.

- (2) This action is applicable to all Rolls-Royce M250-B17 Series, -B17F Series and -C20S Turboprop Engines used in all Turboprop OEM applications fitted with enhanced power turbine wheels P/N 23065818 or subsequent 3rd-stage Turbine Wheel and P/N 23055944 or subsequent 4th-stage Turbine Wheel.

A 75% to 88% engine N2 steady-state speed avoidance range is required for all operational practices. Rolls-Royce must be consulted for additional guidance on the speed avoidance range for any OEM application that has a potential steady-state operating speed below 89% N2.

**NOTE:** Transient operation only is permitted in the speed avoidance range. Any exposure in the speed avoidance range must be minimized as much as possible.

This action applies to all flight and ground maintenance (including track and balance) operational practices. Operation within the speed avoidance range is permitted for preflight and postflight checks specified in OEM flight manuals.

**NOTE:** Transient Operation is defined as no dwell at an N2 speed of more than a one second duration.

## C. Action B - Non-Enhanced Power Turbine Fitted with P/N 23065833 3rd-stage Turbine Wheel.

- (1) For normal engine operation, this action is required only for Model 250 Series II Engines used in the following OEM applications: Agusta A109 (all models), Soloy B206L/R and Eurocopter BO105 (all models). This action is required only until the next turbine overhaul at which time the 3rd-stage Turbine Wheel must be removed from service. All other single-engine OEM applications with 3rd-stage Turbine Wheel P/N 23065833 installed do not require this action.

December 22, 2006  
Revision 7  
January 10, 2019

|                  |                  |
|------------------|------------------|
| M250-C20 Series  | CEB A-1400       |
| M250-C20R Series | CEB A-72-4095    |
| M250-B17 Series  | TP CEB A-1343    |
| M250-B17F Series | TP CEB A-72-2091 |

©2006, 2019 Rolls-Royce Corporation

Page 5 of 7

# ALERT

Rolls-Royce

EXPORT CONTROLLED

## COMMERCIAL ENGINE BULLETIN

Two options are available to satisfy this action (paragraph 2.C.(1)(a) or 2.C.(1)(b)). Only one option need be implemented:

- (a) Conduct N2 Indication System Calibration Check.

A narrower N2 speed avoidance range is required if a calibration check on the N2 indication system can be performed to zero out any error. If this can be accomplished, then the required engine N2 speed avoidance range is 87% to 95% N2. If this cannot be accomplished, then refer to paragraph 2.C.(1)(b) for the required expanded engine N2 speed avoidance range that includes an appropriate allowance for the N2 indication system accuracy of each OEM application affected.

- (b) N2 Speed Avoidance Range.

The allowable engine N2 steady-state operating speed is a function of the engine N2 speed indication system error. The required engine N2 speed avoidance range is documented in TABLE 1 for the affected OEM applications, and applies to both flight and ground maintenance (including track and balance) operational practices. Operation within the speed avoidance range is permitted for preflight and postflight checks specified in OEM flight manuals.

**NOTE:** In autorotation, with N2 split from NR and throttle in the Ground Idle position, unrestricted operation within the speed avoidance range is permitted. Transient operation in the speed avoidance range during recovery from autorotation is permitted.

TABLE 1  
OEM Application Specific Speed Avoid Range

| OEM Aircraft | Speed Avoidance Range (% N2) |
|--------------|------------------------------|
| A109         | 85.0-97.0                    |
| Soloy B206L  | 84.5-97.5                    |
| BO105        | 86.5-95.5                    |

**NOTE:** The operation restriction in the speed avoidance range applies to sustained engine N2 steady-state engine operation. It does not apply to transient operation passing through this speed range. Transient Operation is defined as no dwell at an N2 speed of more than a one second duration.

- (c) N2 Gage Indication System Calibration or N2 Speed Avoidance Range Not Implemented.

If the N2 Gage Indication System or the N2 Speed Avoidance Range cannot be implemented for any reason, then the turbine must be sent to an authorized overhaul facility for removal of the 3rd stage Turbine Wheel P/N 23065833 and a replacement wheel as discussed in paragraph 2.C.(1)(d) installed.

- (d) Replacement Wheel Options at Turbine Overhaul.

At the next scheduled turbine overhaul, 3rd-stage Turbine Wheel P/N 23065833 must be removed from service and scrapped. Replacement options are a direct swap with P/N 23001967 3rd-stage Turbine Wheel or to upgrade to the Enhanced Power Turbine design that uses P/N 23065818 3rd-stage Turbine Wheel. The upgrade to the Enhanced Power Turbine requires new 3rd- and 4th-stage Turbine Wheels and nozzles.

December 22, 2008  
Revision 7  
January 10, 2019

M250-C20 Series      CEB A-1400  
M250-C20R Series    CEB A-72-4095  
M250-B17 Series     TP CEB A-1343  
M250-B17F Series    TP CEB A-72-2091

©2008, 2019 Rolls-Royce Corporation

Page 6 of 7

# ALERT

Rolls-Royce

EXPORT CONTROLLED

## COMMERCIAL ENGINE BULLETIN

- (e) Re-use of Engines Fitted with P/N 23065833 3rd-stage Turbine Wheels Prohibited.  
Engines fitted with 3rd-stage Turbine Wheel P/N 23065833 that have been used in one or more of the affected OEM applications (A109 (all models), Soloy B206L/R, BO105 (all models)), must not be used in other OEM application (including non-affected OEM applications) without first removing the turbine unit from service and scrapping the 3rd-stage Turbine Wheel.
- (2) For OEI operation, this action is required for Model 250 Series II engines used in multi-engine aircraft.

A mandatory 87% to 95% engine N2 steady-state speed avoidance range is required.

**NOTE:** The operation restriction in the speed avoidance range applies to sustained engine N2 steady-state engine operation. It does not apply to transient operation passing through this speed range. Transient Operation is defined as no dwell at an N2 speed of more than a one second duration.

If the N2 speed avoidance range cannot be implemented during OEI operation, the turbine unit of the engine operating during the event must be immediately removed from service following the event and the turbine unit sent to an authorized repair facility for the 3rd-stage turbine wheel to be scrapped. Replacement 3rd-stage turbine wheel options are discussed in paragraph 2.C.(1).(d).

3. MATERIAL INFORMATION - Not applicable

CUSTOMER SUPPORT  
ROLLS-ROYCE

December 22, 2008  
Revision 7  
January 10, 2019

M250-C20 Series            CEB A-1400  
M250-C20R Series        CEB A-72-4095  
M250-B17 Series         TP CEB A-1343  
M250-B17F Series        TP CEB A-72-2091

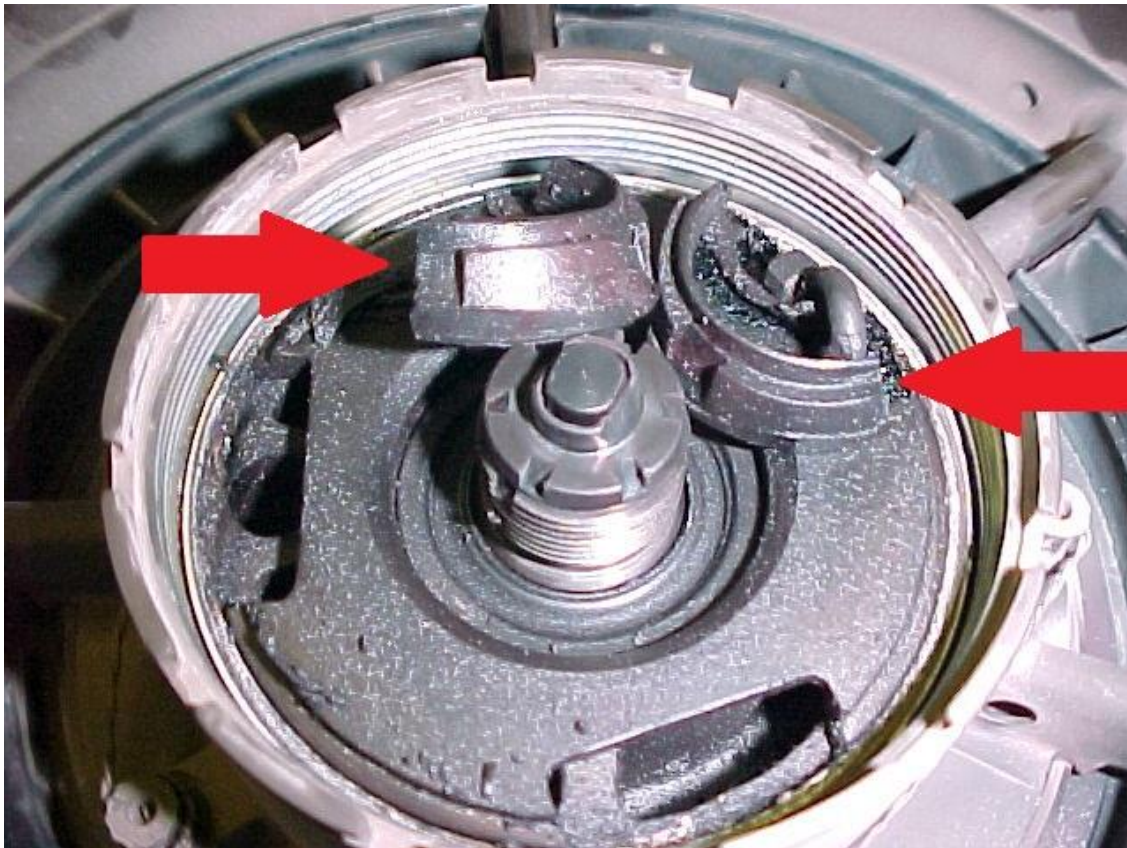
©2006, 2019 Rolls-Royce Corporation

Page 7 of 7

## Anhang F

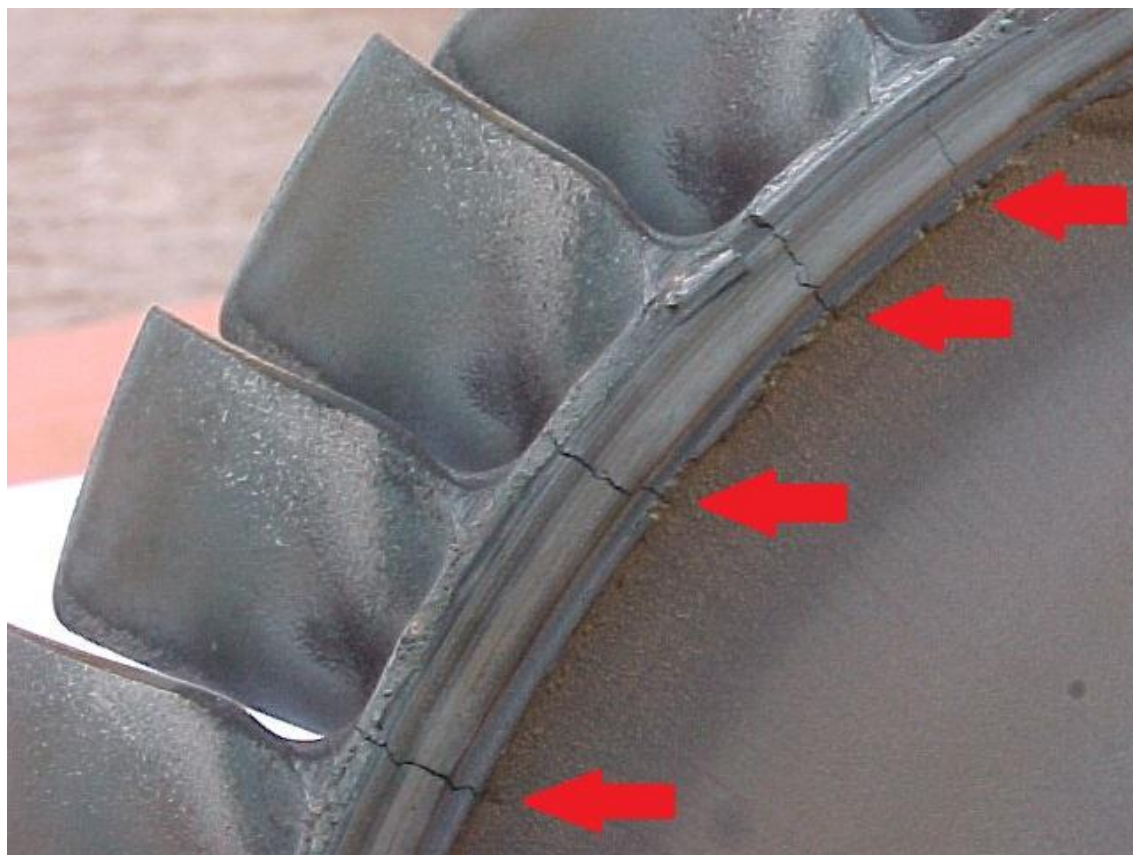
Anhang F zeigt einen Teil der Beschädigungen an der Turbine, welche der Grund für eine außerplanmäßige Überholung durch den Instandhaltungsbetrieb C war. Die Abbildungen 42,43,44,45 entstanden am 16.09.2005, rund 10 Monate vor der Überholung der Turbine und dem Flugunfall, durch den Instandhaltungsbetrieb C.

Abbildung 42 Gebrochene Mutter des Lagers #8



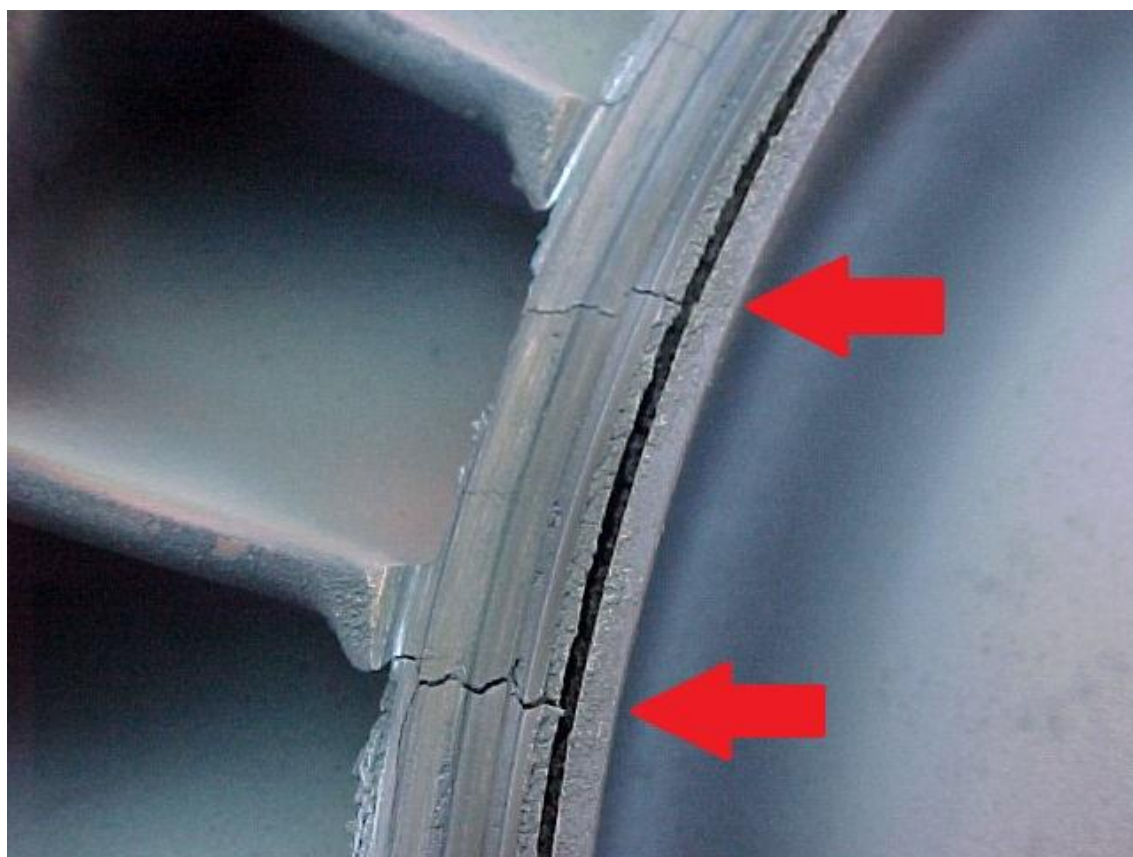
Quelle: Instandhaltungsbetrieb C

Abbildung 43 Turbinenrad #1 mit massiven Anrissen im Blattbereich (siehe Pfeile)



Quelle: Instandhaltungsbetrieb C

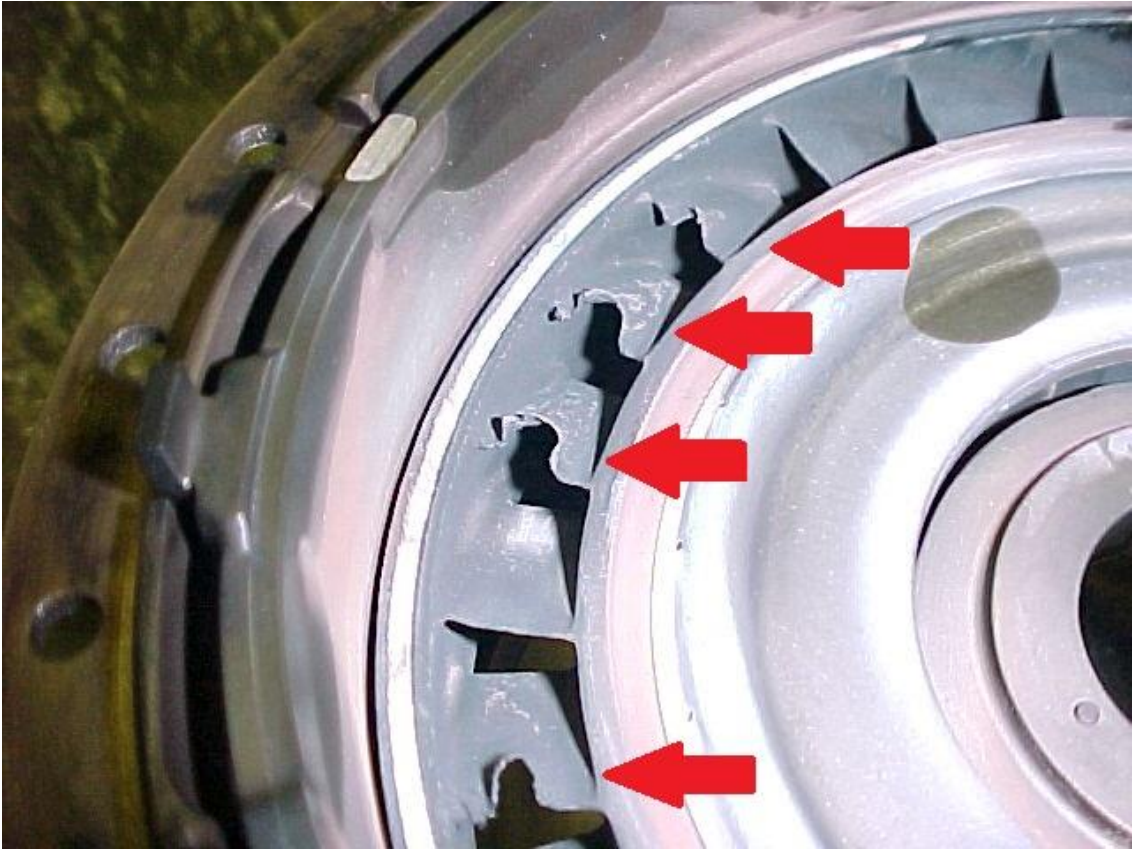
Abbildung 44 Turbinenrad #1 mit massiven Anrissen im Blattbereich sowie Verkokungen (siehe Pfeile)



Quelle: Instandhaltungsbetrieb C



Abbildung 45 1st Stage Turbine Nozzle mit multiplen Beschädigungen (siehe Pfeile)



Quelle: Instandhaltungsbetrieb C