



UNTERSUCHUNGSBERICHT

FLUGUNFALL MIT DEM Luftfahrzeug der Type Cessna 550 Bravo am 03.09.2015 um ca. 10:27 Uhr UTC auf dem Flughafen Wien-Schwechat

GZ. BMVIT-85.230/0001-IV/BAV/UUB/LF/2016



**Sicherheitsuntersuchungsstelle des Bundes,
Bereich Zivilluftfahrt**

ÜBERSICHT

| | Seite |
|--------------------------------------|-------|
| Inhaltsübersicht | 2 |
| Einleitung | 6 |
| Kapitel 1 TATSACHENERMITTLUNG | 7 |
| Kapitel 2 ANALYSE | 29 |
| Kapitel 3 SCHLUSSFOLGERUNGEN | 32 |
| Kapitel 4 SICHERHEITSEMPFEHLUNGEN | 33 |
| Kapitel 5 Anhänge | 35 |

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 oder der schweren Störung beteiligten natürlichen oder juristischen Personen unterliegt der Untersuchungsbericht inhaltlichen Einschränkungen. Bei den verwendeten personenbezogenen Bezeichnungen gilt die gewählte Form für beide Geschlechter.

Dieser Untersuchungsbericht darf ohne ausdrückliche Genehmigung der Bundesanstalt für Verkehr, Sicherheitsuntersuchungsstelle des Bundes, nicht auszugsweise wiedergegeben werden.

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

INHALTSÜBERSICHT

| | |
|---|----|
| Abkürzungen | 4 |
| Einleitung | 5 |
| 1 Tatsachenermittlung (Sachverhalt) | 6 |
| 1.1 Ereignisse und Flugverlauf | 6 |
| 1.2 Personenschäden | 7 |
| 1.3 Schaden am Luftfahrzeug | 7 |
| 1.4 Andere Schäden | 7 |
| 1.5 Angaben zu Personen | 7 |
| 1.6 Angaben zum Luftfahrzeug | 9 |
| 1.6.1 Allgemein | 9 |
| 1.6.2 Luftfahrzeug | 9 |
| 1.6.3 Linkes Triebwerk | 9 |
| 1.6.4 Rechtes Triebwerk | 9 |
| 1.6.5 Borddokumente | 9 |
| 1.6.6 Instandhaltung des Luftfahrzeuges | 10 |
| 1.6.7 Beladung und Schwerpunkt des Luftfahrzeuges | 10 |
| 1.6.8 Fahrwerkssteuerung | 10 |
| 1.7 Navigationshilfen | 12 |
| 1.8 Flugwetter | 12 |
| 1.8.1 Sonnenstand | 12 |
| 1.8.2 Natürliche Lichtverhältnisse | 12 |
| 1.9 Flugfernmeldedienste | 12 |
| 1.10 Flugplatz | 12 |
| 1.10.1 Allgemein | 12 |
| 1.11 Flugdatenschreiber | 13 |
| 1.12 Unfallstelle | 13 |
| 1.12.1 Unfallort | 14 |
| 1.12.2 Verteilung und Zustand der Wrackteile | 14 |
| 1.12.3 Cockpit und Instrumente | 14 |
| 1.12.4 Bergung des Luftfahrzeuges | 15 |
| 1.13 Medizinische und pathologische Angaben | 16 |
| 1.14 Brand | 16 |
| 1.15 Überlebensaspekte | 16 |
| 1.16 Weiterführende Untersuchungen | 17 |
| 1.16.1 Technische Untersuchung am Luftfahrzeug | 17 |
| 1.16.2 Untersuchung des linken Hauptfahrwerkbaumens und dessen Sensoren | 19 |
| 1.16.3 Technische Untersuchung des Fahrwerksteuerventils | 20 |
| 1.17 Organisationen und deren Verfahren | 23 |
| 1.17.1 Allgemein | 23 |
| 1.17.2 Verfahren bei Problemen mit dem Fahrwerk | 23 |
| 1.18 Andere Angaben | 27 |
| 1.18.1 Meldevorgang | 27 |
| 1.19 Nützliche und effektive Untersuchungstechniken | 27 |
| 2 Analyse | 28 |
| 2.1 Luftfahrzeug | 28 |
| 2.1.1 Allgemein | 28 |
| 2.1.2 Fahrwerksteuerventil des linken Hauptfahrwerks | 28 |
| 2.1.3 Fahrwerksanzeigen | 28 |

| | | |
|-------|--|----|
| 2.1.4 | Verkabelung und Sensoren des linken Hauptfahrwerks | 28 |
| 2.1.5 | Austauschintervall der Fahrwerksverkabelung und Sensoren an Cessna 550 Bravo | 29 |
| 2.2 | Piloten | 29 |
| 2.2.1 | Allgemein | 29 |
| 2.2.2 | Kommunikation | 29 |
| 2.2.3 | Visuelle Überprüfung des Fahrwerks durch die seitliche Cockpitverglasung | 29 |
| 2.2.4 | Überprüfung des Fahrwerks im Landeanflug | 29 |
| 2.2.5 | Verwendung von Handbüchern | 30 |
| 2.2.6 | Notausfahrhilfe | 30 |
| 2.2.7 | Evakuierungsmaßnahmen | 30 |
| 2.3 | Flugwetter | 31 |
| 3 | Schlussfolgerungen | 31 |
| 3.1. | Befunde | 31 |
| 3.2 | Wahrscheinliche Ursachen | 32 |
| 3.1.1 | Mitauslösende Faktoren | 32 |
| 4 | Sicherheitsempfehlungen | 32 |
| 5 | Anhänge | 34 |
| 5.1 | Konsultationsverfahren/Stellungnahmeverfahren | 34 |

Abkürzungen

| | |
|----------|--|
| ATPL | Airline Transport Pilot License |
| B-RNAV | Basic Random Navigation |
| CPL | Commercial Pilot License |
| CVR | Cockpit Voice Recorder |
| ELT | Emergency Locator Transmitter |
| FDR | Flight Data Recorder |
| FO | First Officer |
| IFR | Instrument Flight Rules |
| LDG GEAR | Landing Gear |
| MCC | Multi Crew Cockpit |
| MHz | Megahertz |
| NM | Nautische Meilen |
| OM-A | Operations Manual Part A |
| OM-B | Operations Manual Part B |
| PF | Pilot Flying |
| PIC | Pilot in Command |
| PNF | Pilot Non Flying |
| P-RNAV | Precision Random Navigation |
| QRH | Quick Reference Handbook |
| SUB | Sicherheitsuntersuchungsstelle des Bundes, Fachbereich Luftfahrt |
| UTC | Coordinated Universal Time |
| VMC | Visual Meteorological Conditions |
| WGS84 | World Geodetic System 1984 |

Einleitung

- Flugzeughersteller: Cessna Aircraft Company, USA
- Musterbezeichnung: Cessna 550
- Staatszugehörigkeit: Österreich
- Luftfahrzeughalter: Bedarfsflugunternehmen
- Vorfalort: Piste 34 des Flughafens Wien-Schwechat (LOWW)
N48°6'23.50" E16°34'53.05"
- Ortshöhe über Meer: 183 m
- Datum und Zeitpunkt: 06.05.2015 ca. 10:27 Uhr (UTC)
- Lichtverhältnisse: Tag

Kurzdarstellung:

Das Luftfahrzeug startete in Salzburg (LOWS) mit dem Ziel Wien. Der Flug verlief bei gutem Wetter bis südlich des Flughafen Wien-Schwechat (LOWW) störungsfrei. Als kurze Zeit später das Luftfahrzeug im Landeanflug auf die Piste 34 vorbereitet wurde, kam es zu Problemen mit dem linken Hauptfahrwerk. Obwohl das Fahrwerk ausgefahren sein sollte, leuchtete die grüne Lampe für das linke Hauptfahrwerk nicht auf. Nach Absprache zwischen den beiden Piloten wurde die Landung fortgesetzt. Wenige Minuten später, als das Luftfahrzeug auf der Piste 34 aufsetzte, bemerkte der steuernde Pilot (PF), dass die linke Tragfläche des Luftfahrzeuges sich nach unten bewegte. Er versuchte unverzüglich entgegenzusteuern, jedoch ohne Erfolg. Die linke Tragfläche des Luftfahrzeuges berührte mit ihrer äußeren Unterseite die Piste 34. Der Pilot konnte die Abweichung des Luftfahrzeuges nach links nicht verhindern. Das Luftfahrzeug kam in der Grünfläche zwischen Piste 34, Rollweg D und Rollweg B5 und B6 zum Stillstand.

Alle Passagiere sowie die gesamte Flugbesatzung konnten das Luftfahrzeug unverletzt verlassen. Am Luftfahrzeug entstand erheblicher Sachschaden.

Der Bereitschaftsdienst der Sicherheitsuntersuchungsstelle des Bundes (SUB), Fachbereich Zivilluftfahrt wurde am 03.09.2015 um ca. 10:34 Uhr (UTC) von der Such- und Rettungszentrale der Austro Control GesmbH (ACG) über den Vorfall informiert. Gemäß Art. 5 Abs. 1 Verordnung (EU) Nr. 996/2010 wurde eine Untersuchung des Flugunfalles eingeleitet und die Sicherstellung von Beweismittel angeordnet.

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

- USA, Herstellerstaat

1 Tatsachenermittlung (Sachverhalt)

1.1 Ereignisse und Flugverlauf

Der Flugverlauf und der Ablauf des Flugunfalles wurden aufgrund von Aussagen der Flugbesatzung, Aufzeichnungen des Stimmenaufzeichnungsgerätes (CVR), Aufzeichnungen der Einsatzkräfte des Flughafens Wien-Schwechat zusammen mit den Erhebungen der Mitarbeiter der Sicherheitsuntersuchungsstelle des Bundes wie folgt rekonstruiert:

Das Luftfahrzeug startete um ca. 09:50 Uhr (UTC) vom Flughafen Salzburg (LOWS) zu einem Flug nach Instrumentenflugregeln nach Wien. Für die beiden Piloten war es der erste Flug an diesem Tag. An Bord befanden sich zwei Besatzungsmitglieder sowie drei Passagiere. Der Kapitän war auf diesem Flug der Pilot Flying (PF). Sein Co-Pilot war auf diesem Flug der Pilot Monitoring (PM). Die Flugstrecke führte bei gutem Wetter vom Flughafen Salzburg via der Wegpunkte NEMAL, LIMRA, GAMLI, BARUG und BALAD zum Flughafen Wien-Schwechat. Der PM hörte den ATIS „M“ ab und notierte diesen. Die Piste 34 des Flughafens Wien-Schwechat war zu diesem Zeitpunkt für die Landung in Betrieb. Der Landeanflug auf die Piste 34 verlief anfänglich ohne Probleme. Das Luftfahrzeug wurde für den Landeanflug nach Instrumentenflugregeln auf die Piste 34 freigegeben, die Landeklappen wurden auf 15° ausgefahren. Kurze Zeit später erhielt die Flugbesatzung die Anweisung des Fluglotsen, die Funkfrequenz auf Wien Tower (123,8 MHz) umzuschalten, was vom PM umgehend befolgt und umgesetzt wurde. Kurze Zeit später gab der PF dem PM das Kommando das Fahrwerk auszufahren. Der PM selektierte den Fahrwerksgriff nach unten, um das Fahrwerk auszufahren und bestätigte das Kommando mit „Gear Down“. Dabei bemerkten beide Piloten, dass die Fahrwerkslampe für das rechte Hauptfahrwerk sowie das Bugrad grün aufleuchteten, die Fahrwerkslampe für das linke Hauptfahrwerk jedoch nicht. Da sich die Piloten nicht sicher waren, ob das linke Hauptfahrwerk tatsächlich nicht ausgefahren war, oder es sich um einen Anzeigendefekt handelte, schlug der PF vor, dass er das linke Hauptfahrwerk von seinem Sitzplatz aus visuell überprüfen möchte. Der PM schlug hingegen vor, den „LDG GEAR“ – Test mittels Rotary Test Switch durchzuführen. Der PF führte diesen Test mit dem Ergebnis durch, dass nun alle drei grünen Lampen für alle drei Fahrwerke und die rote Lampe für „Gear Unlock“ aufleuchteten, sowie ein Warnton im Cockpit ertönte. Beide Piloten gingen daher von einer Fehlanzeige des linken Hauptfahrwerks aus und fuhren, obwohl die grüne Fahrwerkslampe für das linke Hauptfahrwerk nach Beendigung des „LDG GEAR“-Test nicht aufleuchtete, mit den weiteren Vorbereitungen zur Landung fort.

Als das Luftfahrzeug wenig später auf der Piste 34 aufsetzte, die Bremsklappen sowie die beiden Schubumkehrer aktiviert wurden, kippte die linke Tragfläche nach unten. Das linke Hauptfahrwerk war nicht ausgefahren, sondern befand sich noch in eingefahrenem Zustand. Der PF fuhr die linke Schubumkehr wieder ein und versuchte noch das Luftfahrzeug mittels Querrudersteuerung sowie der Schubumkehr des rechten Triebwerkes auf dem rechten Hauptfahrwerk sowie dem Bugfahrwerk auf der Piste 34 zu halten. Dies gelang jedoch nur kurzfristig. Die linke Tragfläche kippte ab und berührte die Piste 34 mit der Tragflächenspitze. Das Luftfahrzeug schlitterte nach links über den linken Pistenrand hinaus und weiter in den Wiesenbereich

zwischen den Rollwegen B5 und B6 sowie Piste 34 und Rollweg D, wo es sich in der Folge ca. 180° gegen den Uhrzeigersinn um die Hochachse drehte und zum Stillstand kam. Trotz der hohen strukturellen Belastungen zerbrach das Luftfahrzeug nicht.

Der PM meldete den Landeunfall über Funk an den Towerlotsen, während der PF versuchte, beide Triebwerke abzustellen. Das linke Triebwerk ließ sich auf normalem Wege (cut-off), das rechte Triebwerk nur mittels Feuerschalter abstellen. Der PM fragte nochmals beim Tower nach, ob die Rettungskräfte bereits unterwegs seien. Dies wurde durch den diensthabenden Towerlotsen bestätigt. Nachdem auch die Stromversorgung (Batterie) des Luftfahrzeuges abgeschaltet war, evakuierten die Piloten das Luftfahrzeug. Als die Passagiere und die Piloten das Luftfahrzeug über die Ausstiegstüre unverletzt verließen, trafen bereits die Rettungskräfte des Flughafens Wien-Schwechat ein. Die Passagiere wurden mit einem Passagierbus zum General Aviation Center des Flughafens Wien-Schwechat gebracht. Die beiden Piloten verblieben noch kurze Zeit an der Unfallstelle, wo sie die Bergungsarbeiten unterstützten, bevor auch sie in das General Aviation Center gebracht wurden.

1.2 Personenschäden

| Verletzungen | Besatzung | Passagiere | Gesamt an Bord | Andere |
|--------------|-----------|------------|----------------|--------|
| Tödliche | - | - | - | - |
| Schwere | - | - | - | - |
| Leichte | - | - | - | - |
| Keine | 2 | 3 | 5 | - |
| GESAMT | 2 | 3 | 5 | - |

1.3 Schaden am Luftfahrzeug

Das Luftfahrzeug wurde erheblich beschädigt.

1.4 Andere Schäden

Es entstand Flurschaden. So wurden etwa 2 weiße Oberflurrandlampen auf der Piste 16/34 sowie eine blaue Oberflurrandlampe am Rollweg B6 zerstört.

Des Weiteren trat aus der beschädigten linken Luftfahrzeugtragfläche Kerosin auf der Grünfläche zwischen Rollweg B5 und B6 aus. Die zuständige Wasserschutzbehörde ordnete nach deren Begutachtung an, das kontaminierte Erdreich, ca. 30m³, abzutragen und zu deponieren.

1.5 Angaben zu Personen

Verantwortlicher Pilot (PIC), PF auf diesem Flug

- Alter / Geschlecht: 56 Jahre
- Art des Zivilluftfahrerscheines: ATPL(A), am Tag des Unfalls gültig

- Berechtigungen
Muster-/Typenberechtigung: Cessna 550, am Tag des Unfalls gültig
- Überprüfungen (Checks)
Medical check: Klasse 1 gültig bis 16.03.2016
- Flugerfahrung (inkl. Tag des Vorfalls)
Gesamtflugerfahrung: ca. 5000 h
davon auf Cessna 550 ca. 1800 h
davon in den letzten 90 Tagen: ca. 139 h
davon in den letzten 30 Tagen: ca. 36 h
davon in den letzten 24 Stunden: ca. 2 h
- Flugdienst am Tag des Vorfalls
Flugzeit: ca. 00:43 h
Ruhezeit (vor dem Vorfall): ca. 18 h

Co-Pilot (FO), PM auf diesem Flug

- Alter: 25 Jahre
- Art des Zivilluftfahrerscheines: CPL(A), ATPL(A) Theory, MCC(A) am Tag des Unfalls gültig
- Berechtigungen
Muster-/Typenberechtigung: Cessna 550, am Tag des Unfalls gültig
- Überprüfungen (Checks)
Medical check: Klasse 1 gültig bis 31.08.2016
- Flugerfahrung (inkl. Tag des Vorfalls)
Gesamtflugerfahrung: ca. 1200 h
davon auf DHC8: ca. 350 h
davon in den letzten 90 Tagen: ca. 150 h
davon in den letzten 30 Tagen: ca. 38 h
davon in den letzten 24 Stunden: ca. 2 h
- Flugdienst am Tag des Vorfalls
Flugzeit: ca. 00:43 h
Ruhezeit (vor dem Vorfall): ca. 18 h

1.6 Angaben zum Luftfahrzeug



Luftfahrzeug (Archivaufnahme) Quelle: Internet

1.6.1 Allgemein

Bei der Cessna C-550 Bravo handelt es sich um einen Tiefdecker mit einziehbarem DreibeinFahrwerk und zwei Strahltriebwerken. Das Luftfahrzeug muss gemäß Flughandbuch mit zwei Piloten betrieben werden. Das Luftfahrzeug hat eine Länge von 14,39 m, eine Spannweite von 15,90 m und eine Höhe von 4,57 m.

1.6.2 Luftfahrzeug

- Hersteller: Cessna Aircraft Company USA
- Type: 550
- Charakteristik: Tiefdecker
- Werknummer / Baujahr: 550-0977/2001
- Gesamtbetriebsstunden: ca. 7525 h
- Betriebszyklen: ca. 5807

1.6.3 Linkes Triebwerk

- Type: PW530A
- Hersteller: Pratt & Whitney
- Werknummer: PCE-DA0358
- Gesamtbetriebsstunden: ca. 7315 h bei 5649 Betriebszyklen

1.6.4 Rechtes Triebwerk

- Type: PW 530A
- Hersteller: Pratt & Whitney
- Werknummer: PCE-DA0369
- Gesamtbetriebsstunden: ca. 7315 h bei 5649 Betriebszyklen

1.6.5 Borddokumente

- Ordnungszahl XXX, ausgestellt von Austro Control GmbH
- Eintragungsschein Nr. XXX, ausgestellt am 01.06.2015
- Lufttüchtigkeitszeugnis, ausgestellt am 30.10.2009

- Verwendungsbescheinigung, ausgestellt am 07.05.2014
Flüge zur Frachtbeförderung, Flüge nach Sichtflugregeln bei Tag, Flüge nach Sichtflugregeln bei Nacht, Flüge nach Instrumentenflugregeln bei Tag, Flüge nach Instrumentenflugregeln bei Nacht, B-RNAV, P-RNAV
- Nachprüfbescheinigung, ausgestellt am 14.10.2014, Zeitpunkt der nächsten periodischen Nachprüfung 16.10.2015
- Lärmzulässigkeitsbescheinigung, ausgestellt am 30.10.2009
- Bewilligung für eine Luftfahrzeugfunkstelle, ausgestellt am 25.06.2015, am Tag des Vorfalls gültig
- Die gesetzlich vorgeschriebene Versicherung wurde am 01.06.2015 ausgestellt und war am Tag des Vorfalls gültig.

1.6.6 Instandhaltung des Luftfahrzeuges

Gemäß der durch das Luftfahrtunternehmen zur Verfügung gestellten Wartungsunterlagen des Luftfahrzeuges wurden die letzten planmäßigen Wartungsarbeiten am 26.06.2015 (Phase 49), am 21.07.2015 (Phase 10, 57, 62, MK) sowie am 04.08.2015 (Battery reconditioning) durchgeführt.

Das Luftfahrzeug wird von einem österreichischen Luftfahrtunternehmen betrieben. Somit waren die Regelungen des Anhangs I (Teil M) zur Verordnung EU-2042/2003 für die Instandhaltung des Luftfahrzeuges anzuwenden. Alle vorgeschriebenen Wartungsarbeiten waren fristgerecht und vollständig durchgeführt worden.

1.6.7 Beladung und Schwerpunkt des Luftfahrzeuges

Sowohl Masse als auch Schwerpunkt befanden sich zum Zeitpunkt des Flugunfalles gemäß Luftfahrzeug-Betriebshandbuch (Operations Manual Part B) innerhalb der zulässigen Grenzen.

1.6.8 Fahrwerkssteuerung

1.6.8.1 Allgemein

Die Fahrwerkssteuerung im Cockpit beinhaltet einen Fahrwerksgriff, drei Fahrwerksanzeigeleuchten, eine rote Fahrwerks-Entriegelungsanzeige und ein akustisches Warnsystem. Der Fahrwerksgriff kann entweder nach oben oder nach unten positioniert werden, wobei die beiden Positionen durch eine Arretierung getrennt sind. Wenn sich der Griff in der oberen Position befindet, muss der Pilot den Fahrwerksgriff herausziehen, um die Arretierung zu entfernen, bevor er in der unteren Position positioniert werden kann. Es gibt auch einen Verriegelungsmagneten innerhalb des Fahrwerkgriffs, der den Griff physisch beschränkt, um sich zu bewegen, während sich das Luftfahrzeug auf dem Boden befindet. Diese Magnetspule wird durch einen Achsdruckentlastungsschalter am linken Hauptfahrwerk aktiviert, der anzeigt, ob die Räder des Fahrwerks gewichtsbelastet sind oder nicht.

Das normale Ausfahren und Einfahren der Fahrwerke wird mittels des Hydrauliksystems des Flugzeuges erreicht.

Das Hydrauliksystem enthält ein Bypassventil und eine Verteilerbaugruppe, in der die Steuerventile für alle Hydraulikkomponenten und Fahrwerksantriebe untergebracht sind. Das Bypassventil öffnet und schließt auf Befehl, um das System unter hydraulischen Druck zu setzen oder zu entlasten. Das Fahrwerksteuerventil, das an

der Verteileranordnung befestigt ist, empfängt ein elektrisches Signal entweder an einen Ausfahr- oder Einfahrmagneten, der Hydraulikflüssigkeit durch eine innere Spule entweder zur Ausfahr- oder Einfahrseite des Hydrauliksystems leitet. Wenn das Steuerventil nicht in Gebrauch ist, wird es federbelastet in eine neutrale Position gebracht. Schließlich heben und senken die Fahrwerkszylinder, einer an jedem Fahrwerk, das jeweilige Fahrwerk. Wenn das Fahrwerk eingefahren ist, halten mechanische Verriegelungshaken das Fahrwerk an Ort und Stelle; und wenn das Fahrwerk ausgefahren ist, hält eine innere Verriegelung innerhalb der Fahrwerkszylinder das Fahrwerk in der ausgefahrenen Stellung.

1.6.8.2 Ein- und Ausfahren des Fahrwerks

Wenn der Pilot das Fahrwerk einfahren möchte: in dem Moment wo das linke Hauptfahrwerk gewichtsentslastet wird, entriegelt der Achsdruckentlastungsschalter das Fahrwerkshebelmagnetventil, und der Pilot kann den Fahrwerksgriff in die Aufwärtsposition bringen. Der Pilot erhält dann eine „GEAR UNLOCKED“ - Kontrollleuchte; es wird ein elektrisches Signal gesendet, um das Bypassventil zu schließen und das Fahrwerksteuerventil zu erregen. Die Hydraulikflüssigkeit drückt und führt durch das Fahrwerksteuerventil zur Einfahrseite des Hydrauliksystems. Die Hydraulikflüssigkeit fließt dann zu den Fahrwerkszylindern, die das Fahrwerk anheben und mechanisch verriegeln. Sobald sich alle drei Fahrwerke in der eingefahrenen Position befinden, öffnet sich der Bypass, um den Hydraulikdruck zu senken, das Steuerventil wird in die Neutralstellung gebracht und die „GEAR UNLOCKED“ - Kontrollleuchte erlischt. Um das Fahrwerk auszufahren, arbeitet das System identisch wie beim Einfahren des Fahrwerks, jedoch mit der Ausnahme, dass das Fahrwerksteuerventil Hydraulikflüssigkeit durch das Fahrwerksteuerventil leitet, um es zu lösen, bevor es zur Ausfahrseite der Betätigungszylinder geht. Wenn das Fahrwerk ausgefahren und gesichert ist, leuchten alle drei grünen Fahrwerkslampen im Cockpit auf.

1.6.8.3 Notausfahrlilfe des Fahrwerks

Zur Benutzung der Notausfahrlilfe muss gemäß Emergency/Abnormal Procedures der Fahrwerkshebel nach unten gezogen werden und / oder die Sicherung für „Gear Control Circuit“ gezogen werden, um eine mögliche Erregung des Fahrwerkhydrauliksystems in die Einfahrposition zu verhindern.

Sobald die Notausfahrlilfe verwendet wurde, soll es unterlassen werden, das Fahrwerk wieder einzufahren.

Wenn der Fahrwerkshebel in der oberen, eingefahrenen, Position bleibt, sind Servobremse und Anti-Skid (Antiblockiersystem) nicht funktionsfähig.

Die Hilfs- / Notausfahrlilfe des Fahrwerks wird manuell und pneumatisch betätigt.

Die Betätigung der Notausfahrlilfe erfolgt in zwei Schritten:
(1) Ein Notentriegelungsgriff ist direkt mittels Stahlseil mit dem Entriegelungshaken der jeweiligen Fahrwerke verbunden. Beim Ziehen des T-Griffs werden die Entriegelungshaken entriegelt und das Fahrwerk kann durch dessen Eigengewicht ausfahren.

(2) Ein runder Zuggriff befindet sich hinter dem Notentriegelungsgriff, welcher über ein Zugseil mit dem Steuerhebel einer Druckflasche (Stickstoff), im vorderen Rumpfbereich, verbunden ist. Durch Ziehen des Rundknopfes wird der Steuerhebel der Druckflasche betätigt. Hoher Stickstoffdruck (ca. 2000 psi) wird zu

der Ausfahrseite der Fahrwerkszylinder geleitet, welcher die Fahrwerke nach unten in deren Verriegelungsposition drückt. Hydraulikflüssigkeit auf der Einfahrseite des Kolbens wird durch ein Ablassventil geführt, sodass es der Hydraulikflüssigkeit möglich ist, direkt zum Hydraulik-Reservoir zurückzuzufießen.

1.7 Navigationshilfen

Nicht betroffen.

1.8 Flugwetter

WIEN/SCHWECHAT-FLUGHAFEN VIE/LOWW

SALOWW 031020Z VRB01KT 9999 FEW040 BKN300 20/13 Q1015 NOSIG=

1.8.1 Sonnenstand

Azimuth: 166.75°

Zenith: 48.69°

1.8.2 Natürliche Lichtverhältnisse

Tageslicht.

1.9 Flugfernmeldedienste

Die Piloten standen zum Zeitpunkt des Flugunfalles mit dem Tower des Flughafen Wien-Schwechat (123,800 MHz) in Sprechfunkkontakt. Der Funkverkehr zwischen den Piloten und den betroffenen Bodenstellen fand bis zum Unfallzeitpunkt ohne Schwierigkeiten statt.

1.10 Flugplatz

1.10.1 Allgemein

Der internationale Flughafen Wien - Schwechat befindet sich ca. 17 km südöstlich von der Stadt Wien entfernt. Er verfügt über zwei, in 50° zueinander stehenden, Asphaltpisten. Die genaue Ausrichtung dieser Pisten beträgt 116/296 und 164/344. Die Pistenlänge der Piste 11/29 beträgt 3500 m, die der Piste 16/34 3600 m. Der Flughafen befindet sich ca. 183 m (600ft) über dem Meeresspiegel.

Koordinaten: N48° 06' 37" E16° 34' 11"

Weiters verfügt der Flughafen Wien-Schwechat über Notarzt (24/7), Ambulanz (24/7), WHO-Impfzentrum, Ruheräume, Notarztwagen, Sanitätsfahrzeuge sowie Rettungstransportfahrzeuge.

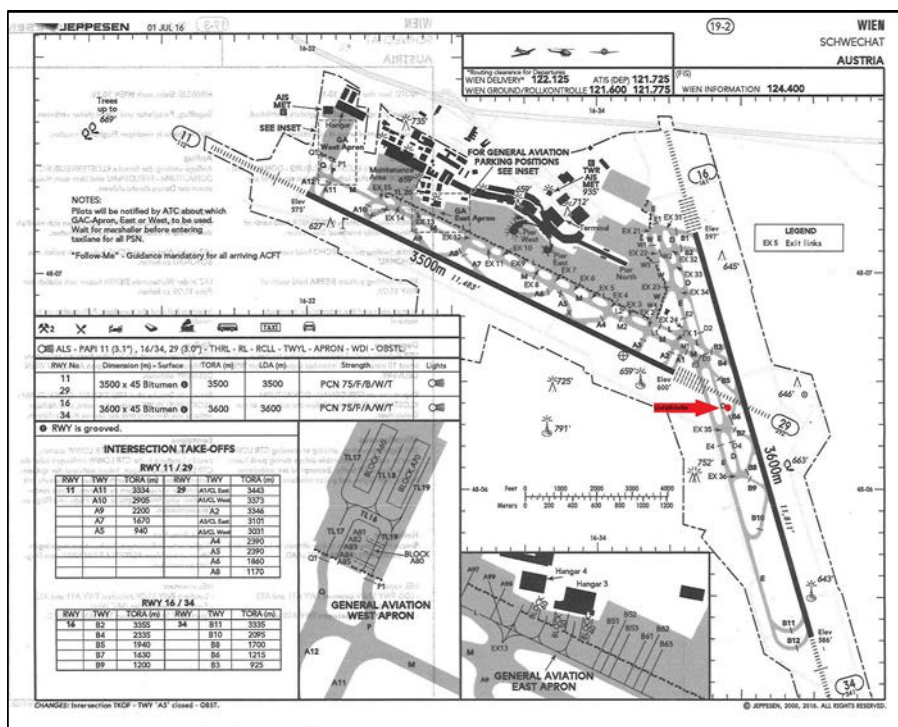
1.11 Flugdatenschreiber

Für das Luftfahrzeug war das Mitführen von Datenschreibern vorgeschrieben. Sowohl Cockpit Voice Recorder (CVR) als auch Flight Data Recorder (FDR) waren zum Zeitpunkt des Flugunfalles an Bord und funktionstüchtig und deren Daten standen der SUB zur Verfügung.

Die auf dem CVR festgehaltenen Gespräche und Geräusche konnten ausgewertet werden. Die Kommunikation mit den entsprechenden Flugverkehrsleitstellen erfolgte in englischer Sprache. Die Gespräche zwischen den beiden Piloten erfolgten in Deutsch, der Muttersprache der beiden Piloten.

Der vorgeschriebene Notsender ELT wurde mitgeführt und war betriebsbereit. Er löste jedoch nicht aus, da das dafür notwendige Lastvielfache nicht erreicht wurde.

1.12 Unfallstelle



Unfallstelle zwischen den Rollwegen B5 und B6 Quelle: Jeppesen



Unfallstelle zwischen den Rollwegen B5 und B6 Quelle: SUB, Flughafen Wien-Schwechat

1.12.1 Unfallort

Die Unfallstelle befand sich zwischen den Rollwegen B5 und B6 sowie Piste 34 und Rollweg D. Sie befand sich ca. 170 m von der Pistenmittellinie der Piste 34 entfernt. Koordinaten (WGS84): N48°6'23.50" E16°34'53.05". Der Unfallort war für die Rettungskräfte einfach zu erreichen. Der genaue Aufsetzpunkt des Luftfahrzeuges konnte nicht festgestellt werden. Erste Schleifspuren der linken Tragfläche auf der Piste 34 konnten ca. 120 m vor dem Rollweg B9 festgestellt werden. Durchgehende Schleifspuren der linken Tragfläche wurden ab Höhe des Rollweges B7 vorgefunden.

1.12.2 Verteilung und Zustand der Wrackteile

Die Ausrichtung des Luftfahrzeuges in dessen Endlage betrug ca. 176°. Trotz der hohen strukturellen Belastungen aufgrund des Unfalles hielt die Luftfahrzeugzelle den Belastungen stand und zerbrach nicht. Die linke Tragfläche war auf der Tragflächenunterseite auf eine Länge von ca. 218 cm, von der Tragflächenspitze einwärts gemessen, aufgrund der Bodenberührungen beschädigt. Etliche Nietverbindungen waren durchgeschliffen, einzelne Beplankungsteile der Tragflächenunterseite nach oben hin eingedellt. Die bei der Landung ausgefahrene untere Bremsklappe der linken Tragfläche wurde eingedrückt sowie teilweise weggerissen. Der Tank der linken Tragfläche wies an der Tragflächenunterseite hinter der Tankentlüftung ein Loch in der Größe von ca. 4 x 2 cm auf. Aus diesem trat Kraftstoff aus. Das linke Hauptfahrwerk, welches gänzlich eingefahren war, wurde bei der Landung nicht beschädigt. Das rechte Hauptfahrwerk sowie das Bugfahrwerk waren ausgefahren und unbeschädigt.

Der Steuerhebel für die Landeklappen im Cockpit war auf „Land“ also 40° gestellt. Beide Landeklappen wurden jedoch durch den Flugunfall massiv nach oben, nahezu in den eingefahrenen Zustand, gedrückt. Das linke Triebwerk hatte dessen Schubumkehr eingefahren und geringe Mengen von Erde und Gras im Einlassbereich.

Das rechte Triebwerk wurde mit geöffneter Schubumkehr und ebenfalls mit geringen Mengen von Erde und Gras im Einlassbereich vorgefunden. An beiden Triebwerken traten keinerlei Flüssigkeiten aus. Auch trat keine Hydraulikflüssigkeit aus dem Hydrauliksystem aus.

Die Oberseite der rechten Tragfläche war im Bereich vor dem rechten Triebwerk teilweise mit Erde und Gras bedeckt.

Der Luftfahrzeugrumpf, der Leitwerksbereich, die rechte Tragfläche sowie beide Triebwerke wiesen keine bzw. geringe Beschädigungen auf.

1.12.3 Cockpit und Instrumente

Die Anzeigeeinstrumente, Schalterstellungen und Sicherungen im Cockpit wurden nach dem Unfall einer visuellen und betrieblichen Kontrolle unterzogen (Siehe auch Kapitel 1.6).

Schalterstellungen:

| | | |
|--------------------|--------------------|----------------------|
| BATT: OFF | AVIONIC POWER: OFF | CROSSFEED: OFF |
| PASS SAFETY: OFF | LDG GEAR: DOWN | AUX GEAR CONTROL: IN |
| PRESS SOURCE: NORM | L THROTTLE: OFF | L REV: STOWED |

R THROTTLE: IDLE
ELT: ARM

R REV: STOWED

ENGINE SYNC: OFF

Sicherungen:

L CIRCUIT BREAKER PANEL: ALL C/Bs IN

R CIRCUIT BREAKER PANEL: ALL C/Bs IN

An Bord befanden sich das Operations Manual des Luftfahrtunternehmens sowie verschiedene Checklisten, eine davon des Luftfahrzeugherstellers und eine der Firma Flight Safety International, allesamt für dieses Luftfahrzeug zutreffend.

1.12.4 Bergung des Luftfahrzeuges



Bergung des Luftfahrzeuges Quelle: SUB sowie Flughafen Wien-Schwechat



Linkes Hauptfahrwerk wurde vollständig eingefahren vorgefunden Quelle: SUB sowie Flughafen Wien-Schwechat



Bergung des Luftfahrzeuges Quelle: SUB sowie Flughafen Wien-Schwechat



Bergung des Luftfahrzeuges Quelle: SUB sowie Flughafen Wien-Schwechat

Die Flughafenfeuerwehr war nach Transponderauswertung innerhalb von 1 Minute und 35 Sekunden am Unfallort eingetroffen und begann mit den Rettungs- und Bergearbeiten. Austretender Kraftstoff aus dem linken Tragflächentank konnte größtenteils aufgefangen bzw. gebunden werden.

Zwei Luftfahrzeugtechniker mit gültigen Wartungsberechtigungen für den Luftfahrzeugtyp wurden durch die Flugplatzbetriebsleitung vom örtlich ansässigen Wartungsbetrieb angefordert, um die Bergungsarbeiten zu unterstützen. Einer der beiden Techniker überprüfte die Schalterstellungen und Sicherungen im Cockpit und

schaltete für einen kurzen Zeitraum die Stromversorgungen (Batterie) des Luftfahrzeuges ein. Dabei stellte er fest, dass die Fahrwerkslampe für das linke Hauptfahrwerk nicht aufleuchtete, für die beiden anderen Fahrwerke jedoch schon. Der Techniker schaltete die Stromversorgung wieder ab und deaktivierte durch Ziehen folgender Sicherungen, bevor er das Luftfahrzeug wieder verließ, folgende Stromkreise:

| | | |
|----------------|--------------------|----------------|
| L IGN | L BOOST | R IGN |
| R BOOST | STBY P/S HTR | L PITOT STATIC |
| L ENG | W/S BLEED AIR TEMP | TAS HTR |
| R PITOT STATIC | R ENG | W/S BLEED AIR |
| AOA HTR | SKID CONTROL | L START |
| R START | | |

Die Flughafenfeuerwehr hob die linke Tragfläche unter Zuhilfenahme von Bergungsausrüstung und einem Mobilkran an. Dem zweiten Techniker gelang es kurz darauf, das linke Hauptfahrwerk im Fahrwerksschacht manuell zu entriegeln und auszufahren. Da das nun ausgefahrene linke Hauptfahrwerk keine sichtbaren Beschädigungen aufwies, verriegelt war und auch die anderen beiden Fahrwerke keine sichtbaren Beschädigungen aufwiesen, wurde das Luftfahrzeug in einen Werftbetrieb am Flughafen Wien mittels Flugzeugschlepper und Schleppstange gezogen.

Mehrere Kehrmaschinen reinigten die Piste 34 sowie die im Zuge des Flugunfalles betroffenen Rollwege, um sicherzustellen, dass keinerlei Luftfahrzeugteile oder Verschmutzungen andere Luftfahrzeuge beschädigen bzw. somit gefährden können. Die Piste 34 sowie die vom Flugunfall betroffenen Rollwege wurden um ca. 13:00 Uhr UTC wieder für den Flugverkehr freigegeben.

1.13 Medizinische und pathologische Angaben

Entfällt.

1.14 Brand

Es brach kein Brand aus.

1.15 Überlebensaspekte

Sowohl beide Piloten als auch die Passagiere wurden zum Zeitpunkt des Flugunfalles mit Becken- und Schultergurten effektiv gesichert. Eine Sichtüberprüfung der Rückhaltesysteme nach dem Flugunfall ergab keinerlei Beanstandung.

Sicherheitsanweisungen (Passenger Safety Cards) waren in ausreichender Anzahl vorhanden.

1.16 Weiterführende Untersuchungen

1.16.1 Technische Untersuchung am Luftfahrzeug

Nach der Bergung wurde das Luftfahrzeug zu weiterführenden Untersuchungen in einen Wartungsbetrieb am Flughafen Wien verbracht. Das Luftfahrzeug wurde durch Techniker des Wartungsbetriebes mittels Flugzeugheber aufgehoben. Dabei bestätigte sich nochmals, dass die strukturellen Beschädigungen am Luftfahrzeug sich auf deren linke Tragfläche beschränkten.

Eine externe Hydraulikpumpe sowie ein externes Stromaggregat wurden am Luftfahrzeug angeschlossen, um das Fahrwerk überprüfen zu können.

Nach Vorgaben des Luftfahrzeugherstellers wurde versucht, das Fahrwerk wieder einzufahren. Dies gelang problemlos. Im Anschluss daran wurde das Fahrwerk mehrfach aus- und eingefahren. Dabei wurde festgestellt, dass das linke Hauptfahrwerk nicht bei jedem Ausfahrzyklus auch tatsächlich ausfuhr. So waren mehrfach, aber nicht immer, das rechte Hauptfahrwerk sowie das Bugrad ausgefahren, das linke Hauptfahrwerk jedoch verharrte im eingefahrenen Zustand.



Linkes Hauptfahrwerk bleibt eingefahren, obwohl „Down“ selektiert wurde und das rechte Hauptfahrwerk als auch das Bugfahrwerk ausgefahren waren. Quelle: SUB



Linkes Hauptfahrwerk bleibt eingefahren, obwohl „Down“ selektiert wurde und das rechte Hauptfahrwerk als auch das Bugfahrwerk ausgefahren waren. Quelle: SUB



Linkes Hauptfahrwerk bleibt eingefahren, obwohl „Down“ selektiert wurde und das rechte Hauptfahrwerk als auch das Bugfahrwerk ausgefahren waren. Quelle: SUB

Die Fahrwerksanzeigen im Cockpit zeigten ausnahmslos bei allen Aus- und Einfahrzyklen korrekt an.

Im Zuge der Überprüfungen des Fahrwerksystems konnten mögliche Fehlerquellen auf den Kabelbaum mit dessen Sensoren sowie dem Fahrwerksteuerventil des linken Hauptfahrwerks eingegrenzt werden.

Bevor jedoch weiterführende Untersuchungen am linken Fahrwerksteuerventil sowie am Kabelbaum und dessen Sensoren durchgeführt wurden, wurde das Fahrwerk nochmals eingefahren und mittels Notausfahrhilfe ausgefahren. Die Notausfahrhilfe

wurde gemäß der Emergency / Abnormal Procedures Checklist verwendet und funktionierte einwandfrei.

1.16.2 Untersuchung des linken Hauptfahrwerkskabelbaumes und dessen Sensoren

Die gesamte Verkabelung des linken Hauptfahrwerks wurde im eingebauten Zustand auf ihre korrekte Funktion überprüft. Es konnten hierbei keine Störungen oder Abweichungen festgestellt werden. Jedoch fiel der teilweise korrosive Zustand an einzelnen Steckern der Verkabelung des linken Hauptfahrwerks auf. Der Wartungsbetrieb wurde beauftragt, den Ausbau der gesamten Verkabelung des linken Hauptfahrwerks durchzuführen und in ausgebautem Zustand nochmals zu überprüfen (bench test). Im ausgebauten Zustand wurde der Kabelbaum mehrfach nach Herstellervorgaben überprüft. Die Verkabelung funktionierte fehlerfrei.

Alle Sensoren wurden ebenfalls mehrfach nach Herstellervorgaben überprüft. Die Überprüfung ergab mit Ausnahme des Downlock Sensors, dass alle Sensoren fehlerfrei funktionierten. Der Downlock Sensor war im ausgebauten Zustand nicht uneingeschränkt funktionsfähig, obwohl dieser bei vorangegangenen Überprüfungen im eingebauten Zustand am linken Hauptfahrwerk des Luftfahrzeuges ohne Beanstandung war.

Im Bereich des Steckkontaktes am Downlock Sensor waren Schmutz und Korrosion vorhanden. Auch an anderen Sensoren war Korrosion vorhanden, jedoch in geringerem Ausmaß.

Als nächsten Schritt veranlasste die SUB die Durchführung einer detaillierten Röntgenuntersuchung des Kabelbaumes sowie dessen Sensoren.

Dabei wurde ersichtlich, dass auch im Inneren des Downlock Sensors an einigen Kontaktstellen massiv Korrosion vorhanden war. Die Korrosion war teilweise bereits so weit fortgeschritten, dass einzelne Kontakte nur noch in geringem Maße existent waren.



Teil der Testausrüstung zur Fahrwerksüberprüfung Quelle: SUB



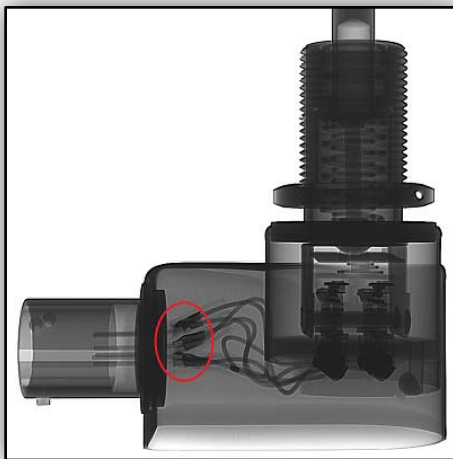
Kabelbaum und Sensoren des linken Hauptfahrwerks
Quelle: SUB



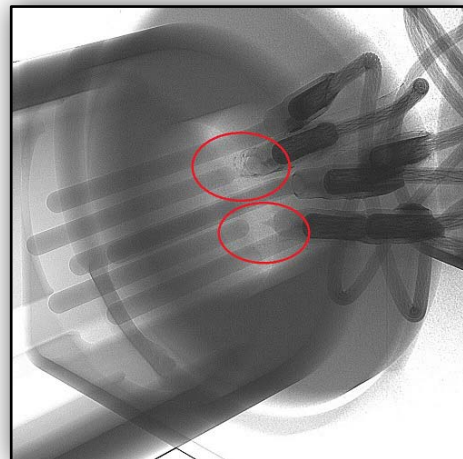
Downlock Sensor Quelle: SUB



Steckkontakt an der Aussenseite Downlock Sensors Quelle: SUB



Röntgenuntersuchung des Downlock Sensors Quelle: SUB



Detailaufnahme der fortgeschrittenen Korrosion der Downlock Sensors Quelle: SUB

1.16.3 Technische Untersuchung des Fahrwerksteuerventils

Ein Fahrwerksteuerventil auf jedem Fahrwerk ist einerseits für das Entriegeln des Entriegelungshaken sowie für die hydraulische Ansteuerung des Fahrwerkzylinders verantwortlich. Der mechanische Entriegelungshaken muss das jeweilige Fahrwerk vollständig loslassen, bevor die Sequenzaktion den Hydraulikdruck auf den Fahrwerkszylinder überträgt. Ein Kugelrückschlagventil im Sequenzantrieb verhindert den Durchgang von Hydraulikflüssigkeit, bis der Entriegelungshaken vollständig gelöst hat und die Kolbenstange des Fahrwerksteuerventils weit genug zurückgezogen ist, um das Kugelrückschlagventil zu sperren.

Das Fahrwerksteuerventil des linken Hauptfahrwerks wurde ausgebaut und nach Herstellervorgaben mehrfach überprüft. Dabei zeigte sich, dass sich die Kolbenstange des Fahrwerksteuerventils nicht bei jedem Sequenzzyklus wie vorgesehen bewegte. Von zehn Versuchen bewegte sich die Kolbenstange lediglich sechs Mal wie vorgesehen. Vier Mal bewegte sich die Kolbenstange nicht, sondern verharrte in der ausgefahrenen Position und betätigte den Entriegelungshaken für

das Fahrwerk nicht. Dadurch wurde das linke Hauptfahrwerk nicht entriegelt und fuhr in weiterer Konsequenz auch nicht aus.

Um die Ursache für die Funktionsstörung des Fahrwerksteuerventils zu ermitteln, wurde dieses in dessen Einzelteile zerlegt.

Zwischen Ventilsitz und Kugel des federbelasteten Kugelrückschlagventils wurde ein Fremdkörper gefunden. Bei diesem Fremdkörper handelte es sich um ein zylindrisches Metallteil mit einer Länge von ca. 3 mm und einem Durchmesser von ca. 1 mm. Dieser Fremdkörper bewirkte, dass das Rückschlagventil nicht wie vorgesehen geschlossen war und Hydraulikflüssigkeit direkt zum Fahrwerkszylinder geleitet wurde, ohne die Kolbenstange zu bewegen. Dadurch, dass die Kolbenstange des Fahrwerksteuerventils nicht bewegt wurde, wurde auch der mechanische Entriegelungshaken des linken Fahrwerks nicht angesteuert – das Fahrwerk fuhr nicht aus.

Eine detaillierte Überprüfung bezüglich möglicher weiterer Fremdkörper im Hydrauliksystem wurde durchgeführt. Weder konnten in den Filtern des Hydrauliksystems, noch im Hydraulikreservoir weitere Fremdkörper gefunden werden.

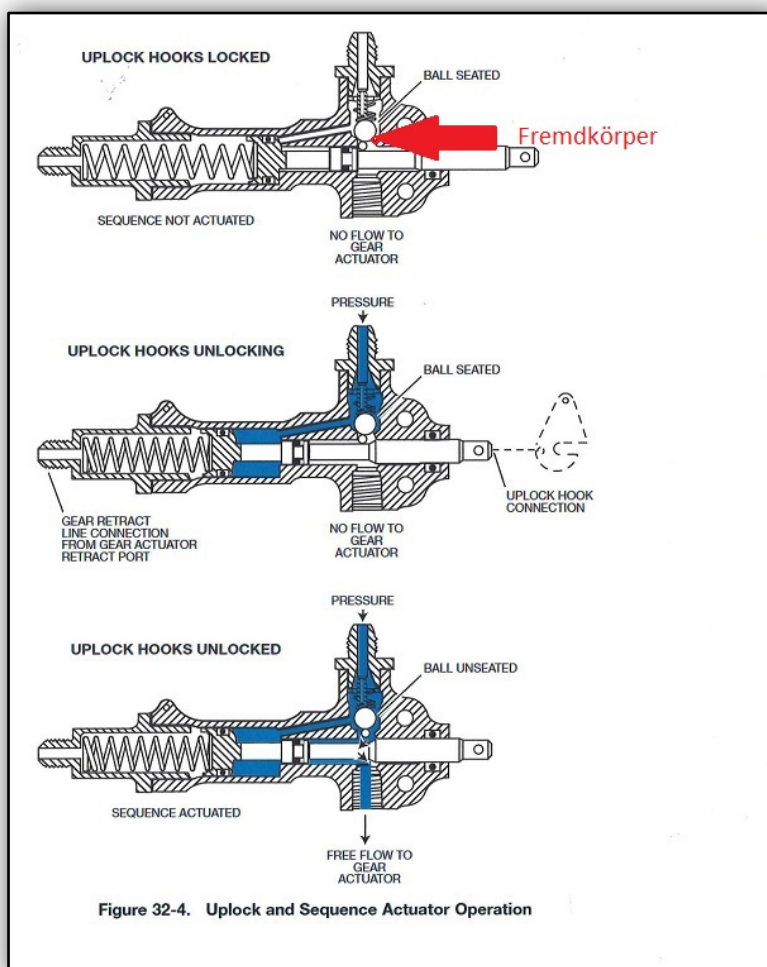
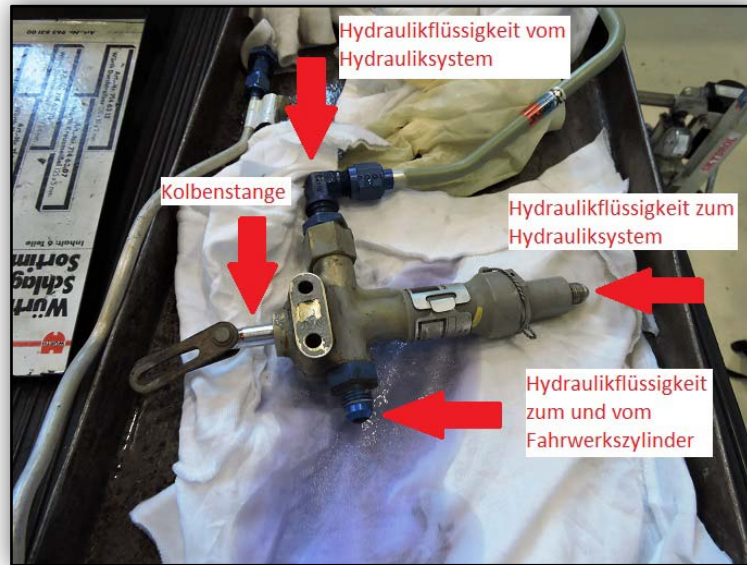


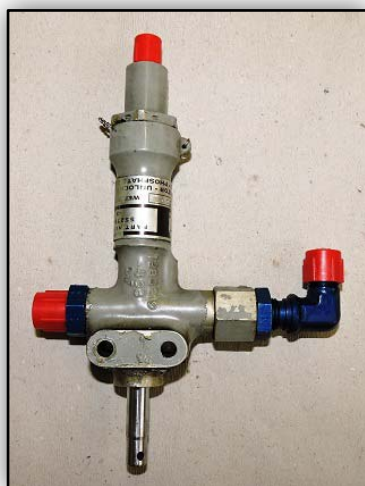
Figure 32-4. Uplock and Sequence Actuator Operation

Funktionsweise Fahrwerksteuerventil und Markierung, wo der Fremdkörper gefunden wurde.

Quelle: Flight Safety International



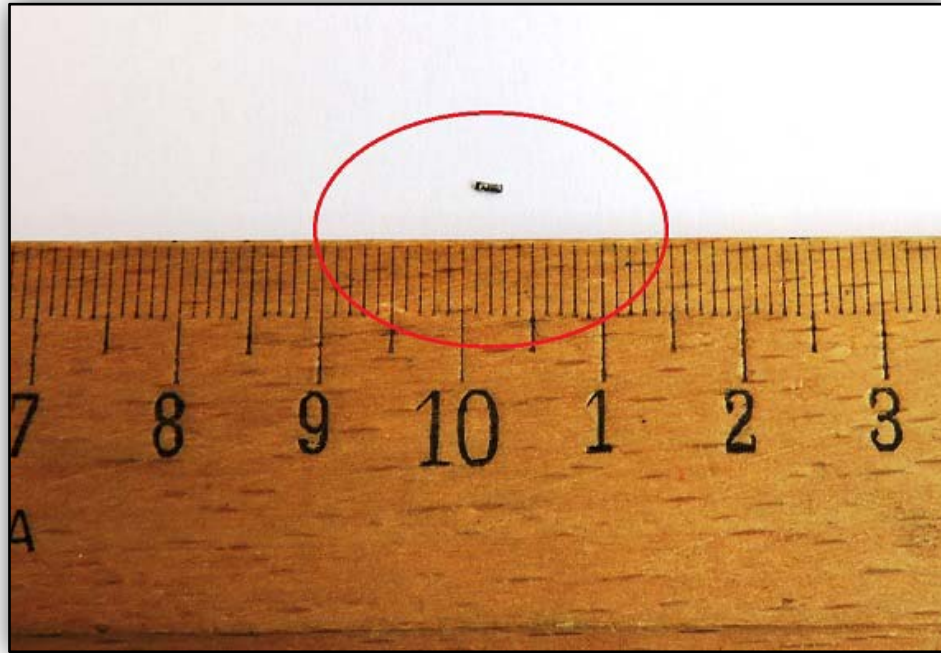
Funktionsüberprüfung des Fahrwerksteuerventils. Kolbenstange bewegt sich nicht, Hydraulikflüssigkeit wird direkt an den Fahrwerkszylinder weitergeleitet. Quelle: SUB



Fahrwerksteuerventil Quelle: SUB



Fahrwerksteuerventil zerlegt Quelle: SUB



Fremdkörper, welcher im Fahrwerksteuerventil gefunden wurde Quelle: SUB

1.17 Organisationen und deren Verfahren

1.17.1 Allgemein

Das Luftfahrzeug wurde in einem Luftfahrtunternehmen gemäß Verordnung (EU) Nr. 1008/2008 betrieben.

1.17.2 Verfahren bei Problemen mit dem Fahrwerk

Das Luftfahrtunternehmen hat im genehmigten Operations Manual Teil B (OM-B) als auch im Emergency / Abnormal Procedures des Luftfahrzeugherstellers Verfahren bei Problemen wie zum Beispiel mit dem Fahrwerk durch Checklisten festgeschrieben. Diese standen beiden Piloten in Papierform zur Verfügung.

Operations Manual Part B - C550 Bravo
NORMAL PROCEDURES

Approach Check:
The "Approach Check" is ordered by the PF when the clearance to descend below the transition level is obtained or when passing FL100, whichever occurs earlier.

APPROACH

| | | |
|--|-------------------------|----|
| Seats, Seat Belts, and Shoulder Harnesses | SECURE | BP |
| Avionics and Flight Instruments | CHECK | PF |
| Radar Attenuator | SET | PF |
| Landing Speeds | (VAPP and VREF) | |
| | LOOKUP, SET AND CONFIRM | PF |
| Landing Data (N1, Landing Distance, Weight, and Factors) | CONFIRM | PF |

WARNING

WHEN LANDING WITH RESIDUAL ICE ON THE AIRPLANE, REFER TO SECTION IV, APPROACH AND LANDING, RESIDUAL ICE LANDING CORRECTION FACTORS.

| | | |
|--|---------------------------------|-----------|
| Crew Briefing | COMPLETE | PF |
| Passenger Advisory Switch | PASS SAFETY | CM1 |
| Passenger Seats | POSITION | CM1 |
| Flaps | T.O. & APPR | PNF |
| Engine Synchronizer | OFF | PNF |
| Ground Idle Switch | NORM | |
| | except for touch and go landing | HIGH |
| | | PNF |
| Landing at airports above 10,000 feet. | Oxygen Control Valve | CREW ONLY |
| | Pressurization Source Select | OFF |
| | | PNF |

NOTE

Observe pertinent operational regulations for use of supplemental oxygen.
CAB ALT > 10k annunciation and Master Warning will illuminate as the cabin altitude rises above 10,000 feet pressure altitude.
Passenger oxygen masks will deploy automatically at a cabin altitude of approximately 14,000 feet if the Oxygen Control Valve is left in the NORMAL position.
Failure to select pressurization source to OFF will result in a sudden cabin depressurization at touchdown.

| | | |
|----------------|------------|-----|
| Fuel Crossfeed | OFF | CM1 |
| Antiskid | CHECK ON | CM1 |
| Landing Lights | AS DESIRED | PNF |

28.04.2014 Revision 0 Page 2-30

Operations Manual Part B - C550 Bravo
NORMAL PROCEDURES

NOTE

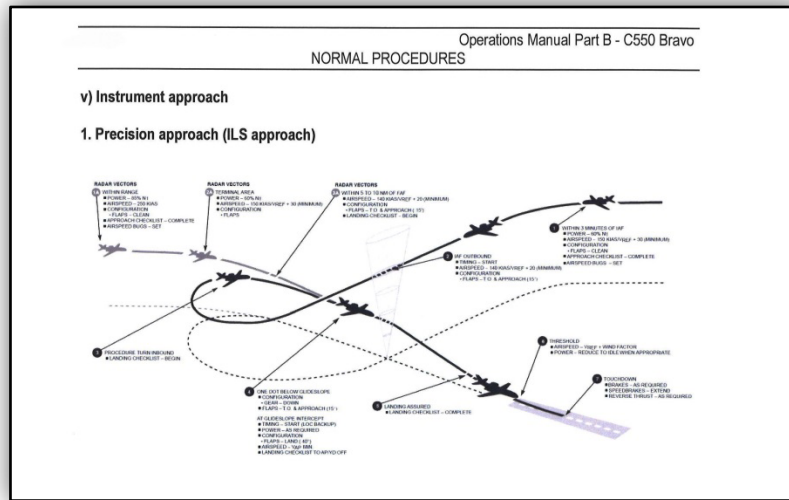
When reconfiguring for approach and landing (i.e., flaps extended and gear down), and any ice accretion is visible on the wing leading edge, regardless of thickness, activate the surface deice system. Continue to monitor the wing leading edge for any re-accumulation.
For increased rates of descent in icing conditions, the use of landing flaps is recommended. This will allow a higher power setting, if necessary, to maintain anti-icing capabilities.

BEFORE LANDING

| | | |
|--------------------------|----------------------------|-----|
| Landing Gear | DOWN and LOCKED | PNF |
| Landing Lights | AS DESIRED | PNF |
| Ignition | ON | CM1 |
| Flaps | LAND | PNF |
| Airspeed | Vref | PF |
| Autopilot and Yaw Damper | OFF | PF |
| Annunciator Panel | CLEAR | PNF |
| Pressurization | CHECK ZERO DIFFERENTIAL | PNF |
| Speed Brakes | RETRACTED PRIOR TO 50 FEET | PF |

28.04.2014 Revision 0 Page 2-31

Auszüge aus dem Operations Manual Teil B „Normal Procedures“ des Luftfahrtunternehmens
Quelle: Luftfahrtunternehmen



Auszug aus dem Operations Manual Teil B „Normal Procedures“ des Luftfahrtunternehmens
Quelle: Luftfahrtunternehmen

Operations Manual Part B - C550 Bravo
NORMAL PROCEDURES

| Phase | PF | PNF |
|---|---|--|
| Cleared approach for | - orders "Approach Check" - Selects APP mode on Flight Director Mode Selector Panel LOCALIZER GLIDESLOPE ARMED | - reads "Approach Check" CHECKED |
| Speed below 200 KIAS | FLAPS APPROACH | - checks speed, selects Flaps T-O & APPR, when Flap travel has completed: FLAPS APPROACH SET |
| Localizer capture | LOCALIZER CAPTURED - reduces speed to 180 - 180 KIAS | CHECKED |
| 1 dot below Glideslope | GEAR DOWN | - checks speed, selects Gear down, when three green indicated: GEAR DOWN |
| Established on Glideslope | GLIDESLOPE CAPTURED FLAPS LAND - reduces speed to V _{app} - V _{app} + 10 SET GO AROUND ALTITUDE BEFORE LANDING | CHECKED - checks speed, selects Flaps LAND, when Flap travel has completed: FLAPS LAND SET - sets go-around altitude on Altitude preselector ALTITUDE ____ SET |
| Passing Outer Marker or equivalent position | OUTER MARKER | - reads "Before Landing Check" - crosschecks altimeters and QNH - compares altitude to value on approach chart - calls out any deviations, and calls out minimum MINIMUM IS FEET |

28.04.2014 Revision 0 Page 2-35

Operations Manual Part B - C550 Bravo
NORMAL PROCEDURES

| Passing 500ft AGL | 500 | 500 |
|--|---|---|
| 100ft above minimum | APPROACHING MINIMUM | CHECKED |
| Whenever sufficient visual reference is attained | RUNWAY IN SIGHT or APPROACH LIGHTS IN SIGHT | CHECKED |
| If no sufficient visual cues | GO AROUND - continue with missed approach procedure | - continue with missed approach procedure |

Note: The Call-out RUNWAY IN SIGHT may occur at any time during the approach and by any pilot to inform the other pilot that sufficient visual cues have been established and will be maintained until touchdown.

Note: The Call-out GO AROUND may be given by either pilot at any stage during the approach if visual cues are insufficient, the approach is not stabilized, the runway is blocked or other factors prevail that prevent continuation of the approach. Once called out, the PF shall execute a standard go-around procedure.

28.04.2014 Revision 0 Page 2-36

Auszüge aus dem Operations Manual Teil B „Normal Procedures“ des Luftfahrtunternehmens Quelle: Luftfahrtunternehmen

Operations Manual Part B - C550 Bravo
ABNORMAL AND EMERGENCY PROCEDURES

3 ABNORMAL AND EMERGENCY PROCEDURES

1. BASIC GUIDANCE
In an emergency, the Commander may take any action he considers necessary in the interest of safety of the aeroplane and its occupants. He may deviate from regulations and procedures if, in his judgement, such course of action is required.

Initial response
The flight crew member noticing a failure or abnormal situation shall inform the other flight crew member. After checking the warning/caution light panel the PNF shall cancel the master WARNING and/or master CAUTION light and silence aural warnings.

As general policy follow: **AVIATE – NAVIGATE – COMMUNICATE**

Remember: Maintain aircraft control - which is the PF's primary task!
Therefore there must be no doubt as to who is in actual control of the aircraft. A transfer of controls is strongly discouraged in the initial stage of any abnormal or emergency situation. The PF usually has the clearer perception of the aircraft's flight path and should concentrate on maintaining positive control. The PNF shall analyse and evaluate the situation and communicate all observations and conclusions to the PF.
At a later stage and after any applicable memory items have been completed, the crew may consider to transfer the controls to the Copilot (if the Commander was PF) to enable the Commander as PNF to handle and complete the checklist, since some controls and switches are out of reach of the Copilot and therefore would require assistance of the Commander, if he was the PF.

In order to reduce the workload, engaging the autopilot is recommended whenever possible.

As a general rule, any malfunction on the ground or in flight will be called out as exactly as possible under the given circumstances by whoever notices it first and will be confirmed by the other crewmember. However, when the aircraft is in motion, it is the primary responsibility of the PNF to monitor the parameters like engine - flight instruments while the PF primary task is to maintain aircraft control.

28.04.2014 Revision 0 Page 3-1

Operations Manual Part B - C550 Bravo
ABNORMAL AND EMERGENCY PROCEDURES

Following flow shall be used: P P A A

POWER

- Check power

PERFORMANCE

- Check the position of gear and flaps

ANALYSIS

- Check Warning Light(s) and/or Caution Light(s). The crew has to analyse the probable cause of the failure, before further actions can be taken (an incorrect action might lead into a more difficult - critical situation, besides the fact, that the real problem is not solved). Before performing any checklist the crew must clearly determine which abnormality or emergency exists and therefore which checklist is applicable.

ACTION

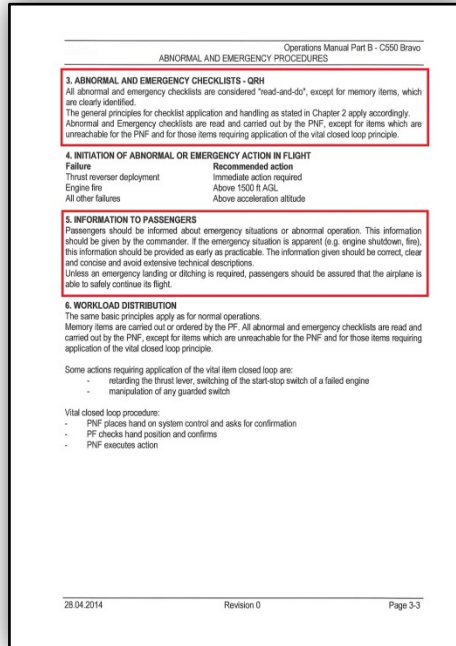
- Take Action

Memory Items
Some abnormal and emergency situations require immediate crew response. To facilitate this the appropriate emergency checklists contain "memory items" for quick action without reading checklists

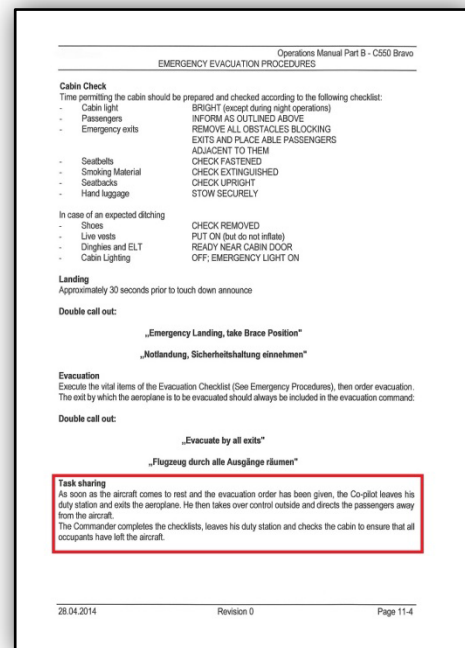
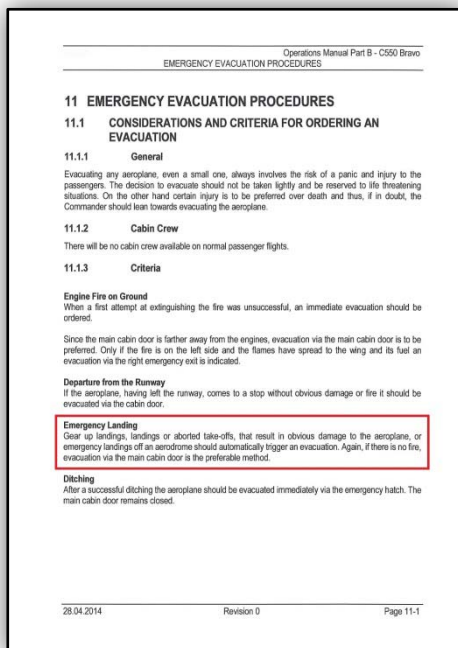
2. RESETTING OF CBS:
During the application of abnormal or emergency procedures resetting of CBS is not authorized (see below), unless such procedure is contained in the relevant checklist in accordance with the AFM (QRH). In other circumstances (e.g. during the pre-flight inspection), a one-time reset of a tripped circuit breaker may be acceptable if:
- There is no recent history of reported defects with the system or related systems that are associated with the tripped circuit breaker(s) and there is no other evidence of anomalies with these systems.
- The flight crew shall consider whether the affected system is required to safely complete the flight and thus assess the risks and benefits associated with resetting a tripped CB.
- Any circuit breaker may only be reset once, if it trips again no further reset is allowed.

28.04.2014 Revision 0 Page 3-2

Auszüge aus dem Operations Manual Teil B „Abnormal and Emergency Procedures“ des Luftfahrtunternehmens Quelle: Luftfahrtunternehmen



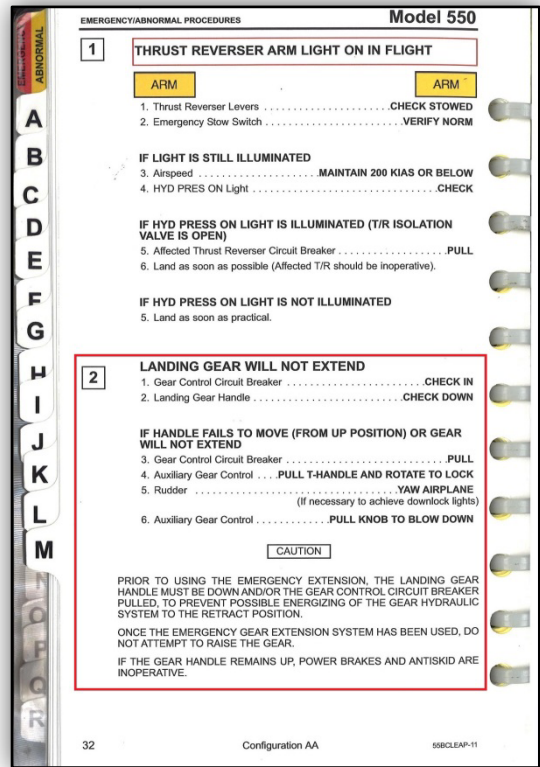
Auszug aus dem Operations Manual Teil B „Abnormal and Emergency Procedures“ des Luftfahrtunternehmens
Quelle: Luftfahrtunternehmen



Auszüge aus dem Operations Manual Teil B „Emergency Evacuation Procedures“ des Luftfahrtunternehmens
Quelle: Luftfahrtunternehmen



Normal Procedure List des Luftfahrzeugherstellers Quelle: Cessna



Emergency/Abnormal Procedures des Luftfahrzeugherstellers Quelle: Cessna

1.18 Andere Angaben

1.18.1 Meldevorgang

Eine Störungsmeldung (§ 1 Zivilluftfahrt-Meldeverordnung) wurde nach der Landung auf dem Flughafen Wien-Schwechat (LOWW) durch das Luftfahrtunternehmen als auch durch die Flugplatzbetriebsleitung der Flughafen Wien AG an die Aufsichtsbehörde Austro Control GesmbH sowie an die SUB weitergeleitet.

1.19 Nützliche und effektive Untersuchungstechniken

Es wurden keine neuen Untersuchungstechniken angewendet.

2 Analyse

2.1 Luftfahrzeug

2.1.1 Allgemein

Das Luftfahrzeug war für die Durchführung von Flügen nach Sichtflug (VFR) sowie für Flüge nach Instrumentenflugbedingungen (IFR) ausgerüstet, zugelassen und versichert. Die Masse als auch Schwerpunkt befanden sich innerhalb der gemäß Aircraft Operator Manual B (OM-B) zulässigen Grenzen. Alle vom Hersteller des Luftfahrzeuges vorgeschriebenen Wartungsarbeiten wurden ordnungsgemäß durchgeführt und dokumentiert.

2.1.2 Fahrwerksteuerventil des linken Hauptfahrwerks

Zwischen Ventilsitz und Kugel des federbelasteten Kugelrückschlagventils des Fahrwerksteuerventils wurde ein Fremdkörper gefunden. Bei diesem Fremdkörper handelte es sich um ein zylindrisches Metallteil mit einer Länge von ca. 3 mm und einem Durchmesser von ca. 1 mm. Dieser Fremdkörper bewirkte, dass das Rückschlagventil nicht wie vorgesehen geschlossen war und Hydraulikflüssigkeit direkt zum Fahrwerkszylinder geleitet wurde, ohne die Kolbenstange zu bewegen. Dadurch, dass die Kolbenstange des Fahrwerksteuerventils nicht bewegt wurde, wurde auch der mechanische Entriegelungshaken des linken Fahrwerks nicht angesteuert – das Fahrwerk fuhr nicht aus.

Woher der Fremdkörper stammte und dieser in das Fahrwerksteuerventil gelangte, konnte nicht eindeutig geklärt werden.

2.1.3 Fahrwerksanzeigen

Die Fahrwerksanzeigen im Cockpit zeigten zum Zeitpunkt der Überprüfung die Position der beiden Hauptfahrwerke sowie des Bugfahrwerks korrekt an. Eine mögliche Falschanzeige der Fahrwerksanzeigen kann mit an Sicherheit grenzender Wahrscheinlichkeit ausgeschlossen werden.

2.1.4 Verkabelung und Sensoren des linken Hauptfahrwerks

Im Zuge der Ursachensuche wurden auch die Verkabelung sowie die Sensoren, des linken Hauptfahrwerks untersucht. Dabei zeigte sich, dass im eingebauten Zustand keine Störungen oder Abweichungen festgestellt werden konnten. Jedoch fiel der teilweise korrosive Zustand an einzelnen Steckern der Verkabelung des linken Hauptfahrwerks auf. Die Verkabelung und Sensoren wurden deshalb ausgebaut und weiterführend untersucht (bench test). Dabei zeigte sich, dass der Downlock Sensor nicht uneingeschränkt funktionstüchtig war, obwohl dieser bei vorangegangenen Überprüfungen im eingebauten Zustand ohne Beanstandung war.

Im Bereich des Steckkontaktes am Downlock Sensor waren Schmutz und Korrosion vorhanden. Auch an anderen Sensoren war Korrosion vorhanden, jedoch in geringerem Ausmaß.

Eine Röntgenuntersuchung ergab, dass auch im Inneren des Downlock Sensors an einigen Kontaktstellen massiv Korrosion vorhanden war. Die Korrosion war teilweise bereits so weit fortgeschritten, dass einzelne Kontakte nur noch in geringem Maße existent waren.

Die Korrosion des Downlock Sensors sowie die teilweise Funktionsunfähigkeit war jedoch nicht unfallrelevant.

Alle weiteren Röntgenuntersuchungen des Kabelbaumes sowie dessen anderen Sensoren blieben ohne Beanstandungen.

2.1.5 Austauschintervall der Fahrwerksverkabelung und Sensoren an Cessna 550 Bravo

Die Verkabelung sowie die Sensoren der Fahrwerke unterliegen gemäß dem Luftfahrzeughersteller in Bezug auf Lebensdauer keinerlei Auflagen. Diese Bauteile werden erst erneuert, wenn diese tatsächlich kaputt werden.

Ein vorsorglicher Austausch bei einem festgesetzten Alter des Bauteils ist seitens des Luftfahrzeugherstellers in dessen Wartungsunterlagen nicht vorgesehen.

2.2 Piloten

2.2.1 Allgemein

Beide Piloten waren zum Zeitpunkt des Flugunfalles im Besitz der notwendigen Lizenzen und Berechtigungen sowie gültiger fliegerärztlicher Gutachten und hatten alle vorgeschriebenen und wiederkehrende Schulungen absolviert.

2.2.2 Kommunikation

Eine Flugnotlage wurde nicht erklärt.

2.2.3 Visuelle Überprüfung des Fahrwerks durch die seitliche Cockpitverglasung

Beim Ausfahren des Fahrwerks bemerkten beide Piloten, dass die Fahrwerkslampe für das rechte Hauptfahrwerk sowie das Bugrad grün aufleuchteten, die Fahrwerkslampe für das linke Hauptfahrwerk jedoch nicht. Da sich die Piloten nicht sicher waren, ob das linke Hauptfahrwerk tatsächlich nicht ausgefahren war, oder es sich um einen Anzeigendefekt handelte, schlug der PF vor, dass er das linke Hauptfahrwerk von seinem Sitzplatz aus visuell überprüfen möchte.

Eine Überprüfung durch die SUB ergab, dass es vom linken Pilotensitz aus nicht möglich ist, die genaue Position des linken Hauptfahrwerks visuell zu erkennen bzw. festzustellen. Selbst wenn der Lichtstrahl des Landescheinwerfers, welcher am Hauptfahrwerk befestigt ist, erkennbar gewesen wäre, würde dies keine sichere Aussage über die Position des Hauptfahrwerks zulassen.

2.2.4 Überprüfung des Fahrwerks im Landeanflug

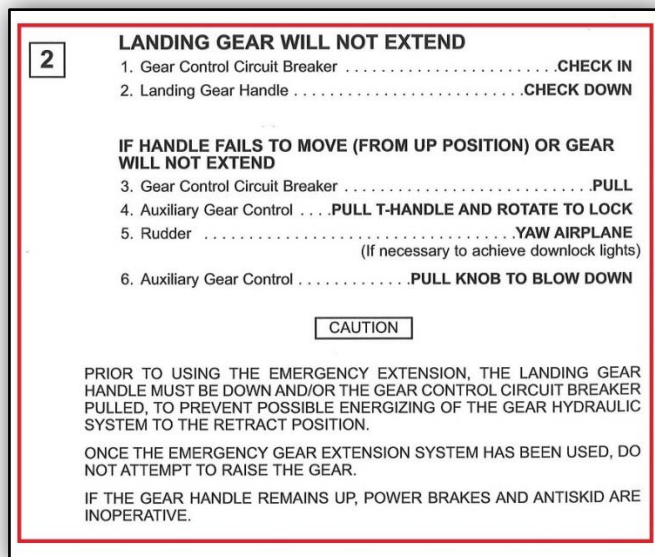
Der PM schlug vor, einen „LDG GEAR“ – Test mittels Rotary Test Switch durchzuführen. Der PF führte diesen Test mit dem Ergebnis durch, dass nun alle drei grünen Lampen für alle drei Fahrwerke und die rote Lampe für „Gear Unlock“ aufleuchteten sowie ein Warnton im Cockpit ertönte. Der „LDG GEAR“ – Test mittels Rotary Test Switch (Normal Procedures des Luftfahrzeugherstellers Seite 9 „Cockpit Inspection“) überprüft das Warnsystem des Fahrwerks. Dabei werden, unter anderem, die Leuchtmittel der grünen Fahrwerkslampen für die Dauer des Tests aktiviert. Leuchten diese auf, ist die Funktion der Leuchtmittel bewiesen, jedoch nicht die ordnungsgemäße Funktion der jeweiligen Fahrwerke. Dennoch waren sich beide

Piloten einig, dass das linke Fahrwerk ausgefahren sei und lediglich ein Problem mit der Fahrwerksanzeige vorliege.

2.2.5 Verwendung von Handbüchern

Die in Papierform verfügbaren Handbücher „Operations Manual“, „Emergency / Abnormal Procedures“ sowie „Pilots Abbreviated Checklist“ standen beiden Piloten während des gesamten Fluges griffbereit zur Verfügung (siehe auch Kapitel 1.17.2). Beide Piloten gingen jedoch von einer Fehlanzeige des linken Hauptfahrwerks aus und fuhren, obwohl die grüne Fahrwerkslampe für das linke Hauptfahrwerk nach Beendigung des „LDG GEAR“ - Tests nicht aufleuchtete, mit den weiteren Vorbereitungen zur Landung fort.

Von der Möglichkeit den Landeanflug abzubrechen, durchzustarten (Go Around) und eine Warteschleife (Holding) zu fliegen, um eine Fehlersuche, wie im Operations Manual des Luftfahrtunternehmens als auch im „Emergency / Abnormal Procedures“ Handbuchs des Luftfahrzeugherstellers beschrieben, abzuarbeiten, wurde durch beide Piloten abgesehen.



Emergency /Abnormal Procedures des Luftfahrzeugherstellers Quelle: Cessna

2.2.6 Notausfahrhilfe

Die Notausfahrhilfe wurde durch die SUB gemäß der im Cockpit vorhandenen Emergency / Abnormal Procedures - Checklist im Zuge der Fehlersuche verwendet. Sowohl beide Hauptfahrwerke als auch das Bugfahrwerk konnten ohne Probleme und sicher ausgefahren werden. Es fanden sich keinerlei Anhaltspunkte, dass die Notausfahrhilfe im Fluge nicht funktionstüchtig zur Verfügung gestanden wäre.

2.2.7 Evakuierungsmaßnahmen

Die von den Piloten eingeleiteten Evakuierungsmaßnahmen der Passagiere durch die Haupttüre des Luftfahrzeuges und nicht über den Notausstieg waren dem genehmigten Operations Manual (Kapitel 11) entsprechend und zweckmäßig.

2.3 Flugwetter

Das vorherrschende Flugwetter hatte keinen Einfluss auf den Flugunfall.

3 Schlussfolgerungen

3.1. Befunde

- Die Voraussetzungen für die Verwendung des Luftfahrzeuges im Fluge waren gegeben.
- Beide Piloten waren im Besitz der zur Durchführung des Fluges erforderlichen Berechtigungen.
- Die Flugerfahrung beider Piloten war ausreichend.
- Die grüne Lampe für das linke Hauptfahrwerk leuchtete nicht, obwohl die grünen Lampen für das rechte Hauptfahrwerk sowie das Bugfahrwerk leuchteten als das Fahrwerk ausgefahren war.
- Eine Überprüfung des „LDG GEAR“ – Tests mittels Rotary Test Switch wurde durchgeführt.
- Das linke Hauptfahrwerk war nicht ausgefahren.
- Das Luftfahrzeug befand sich nicht in der erforderlichen Landekonfiguration.
- Von der Möglichkeit den Landeanflug abubrechen und eine Warteschleife (Holding) zu fliegen, um eine Fehlersuche wie im Operations Manual des Luftfahrtunternehmens als auch im „Emergency / Abnormal Procedures“ Handbuchs des Luftfahrzeugherstellers vorgesehen bzw. angeführt, wurde abgesehen.
- Die Notausfahrhilfe des Fahrwerks wurde nicht verwendet.
- Eine Flugnotlage wurde durch die Piloten nicht erklärt.
- Der Landeanflug und die Landung wurden mit manueller Steuerung durch den PF durchgeführt.
- Unmittelbar nach der Landung auf der Piste 34 kippte die linke Tragfläche nach unten auf die Piste, da das linke Hauptfahrwerk nicht ausgefahren war.
- Das Luftfahrzeug kam zwischen den Rollweg B5 und B6 sowie der Piste 34 und Rollweg D zum Stillstand.
- Es brach kein Brand aus.
- Die Evakuierungsmaßnahmen durch die Piloten waren effektiv und zweckmäßig.
- Die Rettungskräfte trafen innerhalb weniger Minuten an der Unfallstelle ein.
- Aus dem Tank der linken Tragfläche trat aufgrund des Flugunfalles Kerosin aus.
- Es entstand Flurschaden.
- Die Fahrwerksanzeigen im Cockpit zeigten zum Zeitpunkt der Überprüfungen korrekt die Position der beiden Hauptfahrwerke sowie die des Bugfahrwerks an.
- Eine mögliche Falschanzeige der Fahrwerksanzeigen kann mit an Sicherheit grenzender Wahrscheinlichkeit ausgeschlossen werden.
- Das linke Fahrwerksteuerventil arbeitete aufgrund eines Fremdkörpers innerhalb des Ventils fehlerhaft.
- Korrosion des Downlock Sensors des linken Hauptfahrwerks sowie dessen teilweise Funktionsunfähigkeit wurden im Zuge der Ursachensuche für den Flugunfall gefunden. Diese war jedoch nicht unfallrelevant.
- Das vorherrschende Flugwetter hatte keinen Einfluss auf den Unfall.

3.2 Wahrscheinliche Ursachen

- Ein metallischer Fremdkörper zwischen Ventilsitz und Kugel des federbelasteten Kugelrückschlagventils im Fahrwerksteuerventil des linken Hauptfahrwerks bewirkte, dass das Rückschlagventil nicht wie vorgesehen geschlossen war und Hydraulikflüssigkeit direkt zum Fahrwerkszylinder geleitet wurde, ohne die Kolbenstange zu bewegen. Dadurch, dass die Kolbenstange des Fahrwerksteuerventils sich nicht wie vorgesehen bewegte, wurde auch der mechanische Entriegelungshaken des linken Fahrwerks nicht angesteuert – das Fahrwerk fuhr daher nicht aus.

3.1.1 Mitauslösende Faktoren

- Von der Möglichkeit den Landeanflug abubrechen, durchzustarten (Go Around) und eine Warteschleife (Holding) zu fliegen, um eine Fehlersuche, wie im Operations Manual des Luftfahrtunternehmens als auch im „Emergency / Abnormal Procedures“ Handbuch des Luftfahrzeugherstellers beschrieben, durchzuführen, wurde abgesehen.
- Das funktionstüchtige Notfahrssystem des Fahrwerks wurde nicht verwendet

4 Sicherheitsempfehlungen

Ergeht an:

Luftfahrtunternehmen

SE/SUB/LF/02/2017

Ergreifung von geeigneten Maßnahmen, die sicherstellen sollen, dass die zum sicheren Betrieb eines Luftfahrzeuges genehmigten Handbücher, welche verpflichtend mitgeführt werden müssen, verwendet und darin enthaltene Anweisungen von den Piloten umgesetzt werden, um damit einen sicheren Flugbetrieb zu gewährleisten.

Ergeht an:

Cessna Aircraft Company USA

SE/SUB/LF/03/2017

Die Verkabelung sowie die Sensoren der Fahrwerke unterliegen gemäß dem Luftfahrzeughersteller in Bezug auf ihre sichere Verwendbarkeit keinerlei zeitlich befristeter Auflagen. Diese Bauteile werden erst dann erneuert, wenn diese funktionsuntüchtig geworden sind. Im Zuge des Flugunfalles mit einem Luftfahrzeug der Type Cessna 550 Bravo wurde der Downlock Sensor des linken Hauptfahrwerks nach Herstelleranweisung sowie zusätzlich mittels Röntgenuntersuchung überprüft. Mit dem Ergebnis, dass im Inneren des Downlock Sensors an einigen Kontaktstellen massiv Korrosion vorhanden war. Die Korrosion war teilweise bereits so weit fortgeschritten, dass einzelne Kontakte nur noch in geringem Maße existent waren. Dies führte zu einer teilweisen Funktionsstörung des Downlock Sensors.

Ein vorsorglicher Austausch bei einer verbindlich festgesetzten Verwendbarkeitsdauer der Fahrwerksverkabelung und deren Sensoren ist seitens des Luftfahrzeugherstellers in dessen Wartungsunterlagen nicht vorgesehen. Gerade bei Bauteilen, welche extremen Witterungsbedingungen ausgesetzt sind, wie etwa die Verkabelung und Sensoren der Fahrwerke, sollte eine maximale Verwendbarkeitsdauer definiert und verbindlich vorgeschrieben werden.

Ergeht an:

Cessna Aircraft Company USA
SE/SUB/LF/04/2017

Die Verkabelung sowie die Sensoren der Fahrwerke unterliegen gemäß dem Luftfahrzeughersteller in Bezug auf ihre sichere Verwendbarkeit keinerlei zeitlich befristeter Auflagen. Diese Bauteile werden erst dann erneuert, wenn diese funktionstüchtig geworden sind. Im Zuge des Flugunfalles mit einem Luftfahrzeug der Type Cessna 550 Bravo wurde der Downlock Sensor des linken Hauptfahrwerks nach Herstelleranweisung sowie zusätzlich mittels Röntgenuntersuchung überprüft. Mit dem Ergebnis, dass im Inneren des Downlock Sensors an einigen Kontaktstellen massiv Korrosion vorhanden war. Die Korrosion war teilweise bereits so weit fortgeschritten, dass einzelne Kontakte nur noch in geringem Maße existent waren. Dies führte zu einer teilweisen Funktionsstörung des Downlock Sensors.

Ein vorsorglicher Austausch bei einer verbindlich festgesetzten Verwendbarkeitsdauer der Fahrwerksverkabelung und deren Sensoren ist seitens des Luftfahrzeugherstellers in dessen Wartungsunterlagen nicht vorgesehen.

Gerade bei Bauteilen, welche extremen Witterungsbedingungen ausgesetzt sind, wie etwa die Verkabelung und Sensoren der Fahrwerke, sollte eine maximale Verwendbarkeitsdauer definiert und verbindlich vorgeschrieben werden.

Wien, am 20.06.2017
Bundesanstalt für Verkehr
Sicherheitsuntersuchungsstelle des Bundes
Bereich Zivilluftfahrt

Dieser Untersuchungsbericht gemäß Artikel 16 der Verordnung (EU) Nr.996/2010 wurde vom Leiter der Sicherheitsuntersuchungsstelle des Bundes nach Abschluss des Stellungnahmeverfahrens gemäß Artikel 16 der Verordnung (EU) Nr. 996/2010 in Verbindung mit § 14 UUG 2005 idgF genehmigt.

5 Anhänge

5.1 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 (Sicherheitsuntersuchungsstelle der Vereinigten Staaten von Amerika, EASA, BMVIT, Austro Control GesmbH), einschließlich der Europäischen Agentur für Flugsicherheit (EASA), und – über diese Behörden – des betroffenen Inhabers der Musterzulassung und Herstellers sowie des betroffenen Betreibers 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 Unfalluntersuchungsgesetz hat die Sicherheitsuntersuchungsstelle des Bundes vor Abschluss des Untersuchungsberichts dem Halter des Luftfahrzeuges, den Hinterbliebenen bzw. Opfern Gelegenheit gegeben, sich zu den für den zu untersuchten Unfall maßgeblichen Tatsachen und Schlussfolgerungen schriftlich zu äußern (Stellungnahmeverfahren).

Binnen 60 Tagen nach Versendung des Entwurfes des Untersuchungsberichts sind bei der Sicherheitsuntersuchungsstelle Zivilluftfahrt folgende Stellungnahmen eingegangen:

- Herstellerstaat: keine Meldung
- Hersteller: keine Meldung
- Eintragsstaat: fristgerecht erhalten
- Betreiber / Halter: fristgerecht erhalten
- Piloten: fristgerecht erhalten
- EASA: fristgerecht erhalten
- Austro Control GesmbH: fristgerecht erhalten

Die eingelangten Stellungnahmen wurden, wo diese zutreffend waren, im Untersuchungsbericht berücksichtigt bzw. eingearbeitet.