



Schweizerische Eidgenossenschaft
Confédération suisse
Confederazione Svizzera
Confederaziun svizra

Swiss Confederation

Schweizerische Unfalluntersuchungsstelle SUST
Service d'enquête suisse sur les accidents SESA
Servizio d'inchiesta svizzero sugli infortuni SISI
Swiss Accident Investigation Board SAIB

Bereich Aviatik

Zwischenbericht der Schweizerischen Unfalluntersuchungsstelle SUST

über den Unfall des Flugzeuges
Bombardier DHC-8-402 eingetragen als
9A-CQC

vom 27. September 2013
auf der Piste 14 des Flughafens Zürich

Allgemeine Hinweise zu diesem Bericht

Dieser Zwischenbericht wurde nach Artikel 18 der Verordnung über die Untersuchung von Flugunfällen und schweren Vorfällen (VFU) erstellt. Entsprechend Artikel 3.1 der 10. Ausgabe von Anhang 13, gültig ab 18. November 2010, des Abkommens über die Internationale Zivilluftfahrt (Konvention von Chicago) und entsprechend Artikel 24 des Bundesgesetzes über die Luftfahrt (LFG), ist die Verhütung ähnlicher Unfälle oder schwerer Vorfälle das alleinige Ziel der Untersuchung eines Flugunfalles oder schweren Vorfalles. Die rechtliche Würdigung der Umstände und Ursachen von Flugunfällen und schweren Vorfällen ist ausdrücklich nicht Gegenstand der Flugunfalluntersuchung. Es ist daher auch nicht Zweck dieses Berichts, ein Verschulden festzustellen oder Haftungsfragen zu klären.

Wird dieser Bericht zu anderen Zwecken als zur Unfallverhütung verwendet, ist diesem Umstand gebührend Rechnung zu tragen.

Die englische Fassung dieses Berichts entspricht dem Original und ist massgebend.

Alle in diesem Bericht erwähnten Zeiten sind, soweit nicht anders vermerkt, in koordinierter Weltzeit (*co-ordinated universal time* – UTC) angegeben. Für das Gebiet der Schweiz galt im Zeitpunkt des Unfalls die mitteleuropäische Sommerzeit (MESZ) als Normalzeit (*local time* – LT). Die Beziehung zwischen LT, MESZ und UTC lautet: $LT = MESZ = UTC + 2 \text{ Stunden}$.

Bis zum Abschluss der Synchronisation der verschiedenen Datenaufzeichnungen können die angegebenen Zeitwerte noch leicht variieren und sind nur auf die Minute genau angegeben. Allfällige Änderungen dürften im Sekundenbereich liegen und besitzen keine Relevanz bezüglich der Ereignisabfolge des Unfallfluges.

Inhaltsverzeichnis

Zusammenfassung	5
Untersuchung	5
Kurzdarstellung	5
Ursachen	6
Sicherheitsempfehlungen	6
1 Sachverhalt	7
1.1 Vorgeschichte und Flugverlauf	7
1.1.1 Allgemeines.....	7
1.1.2 Vorgeschichte.....	7
1.1.3 Flugverlauf.....	7
1.1.4 Unfallort und weitere Details.....	9
1.2 Personenschäden	9
1.3 Schaden am Luftfahrzeug	9
1.4 Drittschaden	9
1.5 Angaben zu Personen	9
1.6 Angaben zum Luftfahrzeug	9
1.6.1 Allgemeines.....	9
1.6.2 Fahrwerk.....	10
1.6.3 Alternatives Verfahren zum Ausfahren des Fahrwerks.....	10
1.7 Meteorologische Angaben	11
1.8 Navigationshilfen	11
1.9 Kommunikation	11
1.10 Angaben zum Flughafen	11
1.11 Flugschreiber	11
1.12 Angaben über das Wrack, den Aufprall und die Unfallstelle	11
1.13 Medizinische und pathologische Feststellungen	11
1.14 Feuer	11
1.15 Überlebensaspekte	11
1.16 Versuche und Forschungsergebnisse	12
1.16.1 Versuche bezüglich des Ausfahrmechanismus des Fahrwerks.....	12
1.16.2 Analyse der WOW cover plate des Bugfahrwerks.....	13
1.17 Angaben zu verschiedenen Organisationen und deren Führung	14
1.18 Zusätzliche Angaben	14
1.19 Nützliche oder effektive Untersuchungstechniken	14
2 Analyse	15
3 Schlussfolgerungen	16
3.1 Befunde	16
3.1.1 Technische Aspekte.....	16
3.1.2 Flugverlauf.....	16
4 Sicherheitsempfehlungen und seit dem Unfall getroffene Massnahmen ...	17

4.1	Sicherheitsempfehlungen bezüglich der WOW-Schutzplatte.....	17
4.1.1	Sicherheitsdefizit	17
4.1.2	Sicherheitsempfehlung Nr. 476.....	17
4.1.3	Sicherheitsempfehlung Nr. 477.....	17
4.2	Seit dem Unfall getroffene Massnahmen.....	18
4.2.1	Flugzeughersteller.....	18
Anlagen	19
Anlage 1:	 Alternatives Ausfahren des Fahrwerks gemäss QRH.....	19
Anlage 2:	 Alternatives Ausfahren des Fahrwerks gemäss FOSL	20

Zwischenbericht

Zusammenfassung

Luftfahrzeugmuster	DHC-8-402 (auch bekannt als Dash-8 Q400)
Eintragsstaat	Kroatien
Eintragszeichen	9A-CQC
Eigentümer	Goal Verwaltungsgesellschaft mbH & C., Grünwald, Deutschland
Halter	Croatia Airlines, Croatian air transport company Ltd, Zagreb, Kroatien
Hersteller	Bombardier Aerospace Inc., Quebec, Kanada
Kommerzielle Flugnummer	OU 464
Flugverkehrsleitungs-Rufzeichen	Croatia 464
Flugregeln	Instrumentenflugregeln (<i>instrument flight rules</i> – IFR)
Betriebsart	Linienflug
Abflugort	Zagreb (LDZA), Kroatien
Bestimmungsort	Zürich (LSZH), Schweiz
Unfallort	Piste 14 des Flughafens Zürich, Schweiz
Endposition des Luftfahrzeuges	47°28'11" N 8°33'11" E 420 m/M
Datum und Zeit	27. September 2013 um 18:18 UTC

Untersuchung

Der Unfall ereignete sich am 27. September 2013 um 18:18 UTC und wurde der Schweizerischen Unfalluntersuchungsstelle (SUST) umgehend gemeldet. Die Untersuchung wurde noch am gleichen Tag eröffnet.

Die SUST informierte die kanadischen und kroatischen Behörden über den Unfall. Beide Behörden ernannten je einen bevollmächtigten Vertreter sowie mehrere Berater.

Der Schlussbericht wird von der SUST veröffentlicht.

Kurzdarstellung

Am 27. September 2013 wurde der Linienflug OU 464 von Zagreb (Kroatien) nach Zürich (Schweiz) mit dem Flugzeug Bombardier DHC-8-402, eingetragen als 9A-CQC, durchgeführt. Nach einem ereignislosen Flug war die Maschine auf der Anfluggrundlinie und dem Gleitweg für einen Instrumentenanflug auf Piste 14 ausgerichtet. In einer Entfernung von etwa sechs nautischen Meilen zur Pistenschwelle fuhren die Piloten das Fahrwerk aus. Das Hauptfahrwerk fuhr vollständig aus, das Bugfahrwerk jedoch nicht.

Die Flugbesatzung brach den Anflug ab und die Flugverkehrsleitung offerierte der Besatzung für die Störungsbehebung den Einflug in eine Warteschleife (*holding pattern*). Das Bugfahrwerk konnte weiterhin nicht ausgefahren werden, weder unter Verwendung der Notverfahren (*non-normal/emergency check list*) im *quick reference handbook* (QRH) des Flugzeuges, noch nach den Hinweisen, die in einer Mitteilung des Flugzeugherstellers an die Flugzeughalter (*flight operation service letter*) publiziert waren. Die Flugbesatzung entschied sich daraufhin für eine Landung mit ausgefahrenem Hauptfahrwerk und eingefahrenem Bugfahrwerk.

Nachdem die Passagierkabine für eine Notlandung vorbereitet und die Flugsicherung über die Lage informiert war, wurde ein zweiter Anflug durchgeführt.

Das Flugzeug setzte um 18:18 UTC auf der Piste 14 des Flughafens Zürich auf und kam 540 Meter nachdem der Bug des Flugzeuges die Pistenoberfläche berührt hatte zum Stillstand. Die Flughafenfeuerwehr war bereit zum Eingreifen. Es brach kein Feuer aus. Die Passagiere und die Besatzung konnten das Flugzeug über die vordere linke Kabinentüre verlassen.

Alle Passagiere und Besatzungsmitglieder blieben unverletzt. Die Unterseite des vorderen Rumpfbereichs wurde beschädigt.

Ursachen

Da die Untersuchung noch nicht abgeschlossen ist, beschränkt sich dieser Zwischenbericht darauf, einen Überblick über einige wesentliche und gesicherte Aspekte des Sachverhalts zu geben, bisher erkannte Sicherheitsdefizite zu benennen, sowie erste Sicherheitsempfehlungen auszusprechen. Mehr Informationen zum Sachverhalt, eine vertiefte Analyse und die Benennung der Ursachen werden im Schlussbericht enthalten sein.

Sicherheitsempfehlungen

Im Rahmen dieses Zwischenberichts werden zwei Sicherheitsempfehlungen ausgesprochen.

1 Sachverhalt

1.1 Vorgeschichte und Flugverlauf

1.1.1 Allgemeines

Für die folgende Beschreibung von Vorgeschichte und Flugverlauf wurden die Aussagen von Besatzungsmitgliedern, die Aufzeichnungen des Sprechfunkverkehrs und der Cockpitgeräusche (*cockpit voice recorder* – CVR), das Alarmjournal der *airport authority* des Flughafens Zürich, Informationen der Flughafenfeuerwehr (Schutz und Rettung Zürich) sowie Radaraufzeichnungen der Flugsicherung verwendet.

Während des Unfallfluges wurde das Flugzeug 9A-CQC unter Instrumentenflugregeln (*instrument flight rules* – IFR) betrieben. Der Kommandant war als fliegender Pilot (*pilot flying* – PF), der Copilot als assistierender Pilot (*pilot not flying* – PNF) eingesetzt.

1.1.2 Vorgeschichte

Die Besatzung von Flug OU 464 begann ihren Flugdienst am 27. September 2013 um 11:40 UTC. Eine Stunde und 15 Minuten waren für Flugvorbereitung und Einsatzbesprechung (*briefing*) eingeplant. Vor dem Flug von Zagreb (LDZA) nach Zürich (LSZH) wurden bereits zwei Flüge durchgeführt. Die Flugbesatzung gab an, dass während dieser zwei Flüge keinerlei technische Probleme aufgetreten seien und das technische Bordbuch (*technical log*) des Luftfahrzeuges keine Eintragungen von sicherheitsrelevanten Mängeln aufgewiesen habe.

1.1.3 Flugverlauf

Am frühen Abend des 27. September 2013 startete das Flugzeug, eine Bombardier DHC-8-402, auch bekannt als Dash-8 Q400 und eingetragen als 9A-CQC, vom Flughafen in Zagreb, Kroatien. An Bord des Flugzeuges befanden sich zwei Piloten, zwei Mitglieder der Kabinenbesatzung und 60 Passagiere. Der Flug nach Zürich, Schweiz, wurde von Croatia Airlines als Flug OU 464 geführt. Der Abflug in Zagreb sowie Steigflug und Reiseflug verliefen ereignislos. Während des Sinkfluges in Richtung Zürich wurden Flughafen- und Wetterinformationen eingeholt und diese als unproblematisch für einen Anflug auf den Flughafen Zürich beurteilt. Daraufhin trafen die Piloten die Vorbereitungen für einen Instrumentenanflug auf Piste 14.

Etwa 15 nautische Meilen (NM) nordwestlich des Flughafens erhielt die Besatzung von der Flugverkehrsleitung die letzte Kursanweisung zum Anschneiden der Ebene des Landekurssenders (*localizer*) des Instrumentenlandesystems (*instrument landing system* – ILS) von Piste 14. Ungefähr acht nautische Meilen von der Pistenschwelle entfernt hatte die Flugbesatzung das Flugzeug auf der Anfluggrundlinie und dem Gleitweg ausgerichtet und wurde um 17:27 UTC von der Anflugleitstelle angewiesen, auf die Funkfrequenz der Platzverkehrsleitstelle (*aerodrome control* – ADC) von Zürich zu wechseln.

Noch etwa sechs nautische Meilen von der Pistenschwelle entfernt, brachte der Copilot auf Befehl des Kommandanten den Fahrwerkshebel in die Position *DOWN* („unten“, d.h. ausgefahren). Daraufhin nahm die Flugbesatzung ein lautes und sich wiederholendes Geräusch wahr, welches die Besatzung später als „*wie wenn Gummi auf Metall schlägt*“ beschrieb. Die Besatzung hatte den Eindruck, dass zwei Komponenten im Bugfahrwerksschacht aufeinander schlugen. Auch eine der Flugbegleiterinnen vernahm einen „*merkwürdigen, sich wiederholenden Lärm vom Bugfahrwerk*“ her. Die Flugbesatzung überprüfte daraufhin die Anzeigen des Fahrwerks auf dem Instrumentenbrett. Beide Anzeigelampen des Haupt-

fahrwerks leuchteten grün, was einer ausgefahrenen und verriegelten Position des Fahrwerks entspricht. Die Anzeige für das Bugfahrwerk zeigte eine Diskrepanz zwischen der Position des Fahrwerkshebels und der Position des Fahrwerks.

Zu diesem Zeitpunkt entschied die Flugbesatzung, den Anflug abubrechen und informierte die Flugsicherung entsprechend. Der Platzverkehrsleiter instruierte Flug Croatia 464 umgehend, unter Beibehaltung des gegenwärtigen Kurses auf 4000 Fuss QNH zu steigen und offerierte den Piloten einen Warteraum für die Störungsbehebung. Dieses Angebot wurde von der Cockpitbesatzung angenommen. Um 17:29 UTC wurde die Besatzung angewiesen, auf die Funkfrequenz der Flugsicherungsstelle *Zurich arrival* zu wechseln. Flug OU 464 wurde sodann für einen weiteren Steigflug und den Einflug in die Warteschleife (*holding pattern*) des Wegpunktes AMIKI freigegeben.

Nachdem die Besatzung den Landeanflug abgebrochen hatte, entschied sie sich, das Fahrwerk wieder einzufahren, was gelang. Die Anzeigen für Haupt- und Bugfahrwerk zeigten alle ein eingefahrenes Fahrwerk an und das ungewöhnliche Geräusch verstummte.

Um 17:36 UTC informierte die Flugbesatzung die Kabinenbesatzung über das vorhandene Problem mit dem Bugfahrwerk. Daraufhin begann die Flugbesatzung mit der Anwendung der Prüfliste zum Ausfahren des Fahrwerks nach einem alternativen Verfahren (*alternate landing gear extension checklist*), welche im *quick reference handbook* (QRH) beschrieben ist.

Um 17:39 UTC flog Flug OU 464 auf Flugfläche 90 in das *holding pattern* ein. Weil das alternative Verfahren zum Ausfahren des Fahrwerks nicht zum Erfolg führte, fuhr die Flugbesatzung weiter, indem sie die vom Flugzeughersteller publizierte Mitteilung an die Flugzeughalter (*flight operation service letter* – FOSL) betreffend Fahrwerksproblemen konsultierte (vgl. Kapitel 1.6.3). Trotz Zuhilfenahme der in der FOSL beschriebenen Verfahren blieb das Problem bestehen.

Die Cockpitbesatzung fällt schließlich den Entscheid, mit einem Bugfahrwerk, das aus ihrer Sicht vermutlich eingefahren war, auf dem Flughafen Zürich zu landen.

Um 17:48 UTC informierte die Flugbesatzung die Kabinenbesatzung über die bevorstehende Landung mit eingefahrenem Bugfahrwerk. Danach informierte der Kommandant die Passagiere über die Situation. Die Flugsicherung wurde ebenfalls informiert.

In der Folge wurden Kabine und Bordküche durch die Kabinenbesatzung für die geplante Notlandung vorbereitet. Die ersten drei Sitzreihen wurden leergeräumt indem einigen Passagieren ein anderer Sitzplatz zugewiesen wurde. Ausserdem wurden kräftige Passagiere ausgewählt und ihnen geeignete Sitzpositionen zugewiesen, um im Falle einer allfälligen Evakuierung zu helfen. Die Passagiere wurden über die Verfahren einer Evakuierung und das Öffnen der Flugzeugtüren informiert.

Um 17:58 UTC wurde die Warteschleife AMIKI verlassen. Daraufhin traf die Flugbesatzung Vorbereitungen für eine Notlandung.

Nach einer Radarführung durch Kursanweisungen war Flug OU 464 um 18:14 UTC erneut auf der Anfluggrundlinie und dem Gleitweg des ILS von Piste 14 ausgerichtet. In der Zwischenzeit waren am Boden Vorbereitungen für die geplante Notlandung getroffen worden.

Um 18:18 UTC setzte das Flugzeug mit dem Hauptfahrwerk auf der Piste auf. Während das Flugzeug langsam an Geschwindigkeit verlor, wurde die Flugzeug-

nase auf die Pistenoberfläche abgesenkt. Das Flugzeug kam 540 Meter nachdem sein Bug die Pistenoberfläche berührt hatte zum Stillstand.

Die Feuerwehr erreichte das Flugzeug nur Sekunden nachdem dieses zum Stillstand gekommen war und stellte fest, dass kein Feuer ausgebrochen war. Daraufhin wurde eine beschleunigte Form des Aussteigens (*controlled disembarkation*) aus dem Flugzeug durch die vordere linke Kabinentüre eingeleitet. Dies bedeutete für die Passagiere, dass sie ihr Handgepäck im Flugzeug zurücklassen mussten.

Alle Passagiere und Besatzungsmitglieder blieben unverletzt. Die Unterseite des vorderen Rumpfbereichs wurde beschädigt.

1.1.4 Unfallort und weitere Details

Unfallort	Piste 14 des Flughafens Zürich, Schweiz
Endposition des Luftfahrzeuges	47°28'11" N 8°33'11" E 420 m/M
Datum und Zeit	27. September 2013 um 18:18 UTC
Beleuchtungsverhältnisse	Nacht

1.2 Personenschäden

Personen wurden keine verletzt.

1.3 Schaden am Luftfahrzeug

Das Flugzeug wurde beschädigt.

1.4 Drittschaden

Details werden im Schlussbericht enthalten sein.

1.5 Angaben zu Personen

Details werden im Schlussbericht enthalten sein.

1.6 Angaben zum Luftfahrzeug

1.6.1 Allgemeines

Luftfahrzeugmuster	DHC-8-402 (auch bekannt als Dash-8 Q400)
Charakteristik	Verkehrsflugzeug für 78 Passagiere, angetrieben durch zwei Turboprop-Triebwerke, ausgelegt als Hochdecker und in Bugradfahrwerk-Konfiguration.
Eigentümer	Goal Verwaltungsgesellschaft mbH & C., Grünwald, Deutschland
Halter	Croatia Airlines, Croatian air transport company Ltd, Zagreb, Kroatien
Hersteller	Bombardier Aerospace Inc., Quebec, Kanada
Eintragsstaat	Kroatien
Eintragszeichen	9A-CQC
Baujahr	2009
Werknummer	4258

1.6.2 Fahrwerk

Auszug aus dem Unterhaltshandbuch des Luftfahrzeuges (*aircraft maintenance manual*), herausgegeben durch den Hersteller (Kapitel 32-30-00-001):

"Normal landing gear operation is controlled by the PSEU [proximity sensor electronic unit] as a result of input signals from the landing gear selector lever. The No. 2 hydraulic system supplies the power to move the landing gear.(...) When the landing gear selector lever is moved to the DOWN position, the PSEU signals the selector valve to supply hydraulic power to the extend circuit of the landing gear hydraulic system. (...)

The alternate extension system is a self resetting, cable actuated design. The system is accessible in the flight compartment. The alternate extension system has a bypass valve and a manual handpump hydraulic system. The bypass valve isolates the landing gear hydraulics from the No.2 hydraulic system. (...)

For an alternate extension of the landing gear to occur, the NLG [nose landing gear] forward doors, the MLG [main landing gear] aft doors, and the landing gear uplocks open mechanically. The NLG free falls to the down and locked position with the help of the airflow over the fuselage. The MLGs free fall and are moved to the down and locked position by the alternate extension actuators. (...)"

1.6.3 Alternatives Verfahren zum Ausfahren des Fahrwerks

Das alternative Verfahren zum Ausfahren des Fahrwerks mittels des Handhebels *alternate extension handle* ist im *quick reference handbook* (QRH) des Flugzeugherstellers beschrieben (vgl. Anlage 1).

Zusätzlich zu diesem Verfahren hat der Flugzeughersteller Bombardier eine Mitteilung an die Flugzeughalter (*flight operation service letter* – FOSL) betreffend Fahrwerksproblemen publiziert (DH8-400-SL-32-031A vom 21. April 2011). Diese Mitteilung weist die Flugbesatzungen auf situationsgerechte Verfahren für den Betrieb des Fahrwerks nach dem normalen wie auch dem alternativen System zum Ausfahren hin

Unter anderem legt diese FOSL Folgendes dar:

"(...) If the landing gear fails to extend or retract, assuming that the Normal Extension/Retraction procedures have been actioned correctly, the following list contains known conditions that have presented the Flight Crew with an abnormal landing gear configuration.: (...)"

Bezüglich des alternativen Ausfahrens legt diese FOSL unter anderem Folgendes dar:

"(...) When using the Alternate Extension procedure, Flight Crews must ensure:

- (...)
- *The main and nose landing gear release handles are pulled with sufficient force (may exceed 90 lbs) to release the doors and uplocks (pull forces in the air will likely be greater than those experienced on the ground or in a simulator). Continue pulling with whatever force is necessary to achieve release of all landing gear uplocks.*

(...)"

Des Weiteren ist ein Verfahren beschrieben, welches für den Fall von Flug OU 464 zutrifft:

"Nose Gear UP, Main Landing Gear Down" [fett in der FOSL] (vgl. Anlage 2).

1.7 Meteorologische Angaben

Ein flaches Hoch erstreckte sich von Skandinavien über Mitteleuropa bis zum Schwarzen Meer. Über Süddeutschland befand sich eine annähernd stationäre Luftmassengrenze. In der feuchten Tropikluft entwickelte sich im Raum Konstanz nordöstlich von Zürich eine isolierte, aber intensive Gewitterzelle. Das Gewitter war vor und während der Landung von Flug OU 464 in Zürich aktiv. Das Wetterleuchten wurde am Flughafen Zürich beobachtet, ohne dass Donner hörbar war.

Am Flughafen Zürich gab es keinen Niederschlag. Es blies ein schwacher Wind mit einem Knoten Windgeschwindigkeit aus unterschiedlichen Richtungen. Die Sicht betrug 14 Kilometer. Es wurden weder Cumulonimbus- noch *towering-Cumulus*-Wolken beobachtet. Unterhalb von 8000 Fuss über Grund wurden keine Wolken beobachtet. Gemäss der Flugplatzwettermeldung (METAR) des Flughafens Zürich von 18:20 UTC betrug die Temperatur 18 °C, der Taupunkt 16 °C. Als QNH wurden 1014 hPa gemeldet.

1.8 Navigationshilfen

Details werden im Schlussbericht enthalten sein.

1.9 Kommunikation

Details werden im Schlussbericht enthalten sein.

1.10 Angaben zum Flughafen

Der Flughafen Zürich ist der grösste internationale Flughafen der Schweiz. Der Flughafen verfügt über drei Pisten.

1.11 Flugschreiber

Das Flugzeug war mit einem digitalen Flugdatenschreiber mit Halbleiterspeicher (*solid state memory flight data recorder*, SSFDR P/N 980-4700-027 S/N 17114) und einem digitalen Gerät zur Aufzeichnung der Cockpitgeräusche mit Halbleiterspeicher (*solid state memory cockpit voice recorder*, SSCVR P/N 980-6022-011 S/N 12564) ausgestattet. Beide Flugschreiber waren durch die Firma Honeywell hergestellt worden. Die Aufzeichnungen werden derzeit ausgewertet.

1.12 Angaben über das Wrack, den Aufprall und die Unfallstelle

Details werden im Schlussbericht enthalten sein.

1.13 Medizinische und pathologische Feststellungen

Nicht betroffen.

1.14 Feuer

Es brach kein Feuer aus. Während die Flugzeugnase über die Pistenoberfläche rutschte, wurde Funkenflug beobachtet. Die Unterseite des vordersten Rumpfbereichs wurde im Anschluss von der Flughafenfeuerwehr gekühlt.

1.15 Überlebensaspekte

Details werden im Schlussbericht enthalten sein.

1.16 Versuche und Forschungsergebnisse

1.16.1 Versuche bezüglich des Ausfahrmechanismus des Fahrwerks

Nachdem das beschädigte Flugzeug von der Piste geschleppt worden war, wurde die Flugzeugnase angehoben und aufgebockt. Im Anschluss wurde versucht, das Bugfahrwerk vom Cockpit aus mittels des Handhebels *alternate extension handle* des alternativen Ausfahrmechanismus auszufahren. Die Kraft, welche auf den Handhebel ausgeübt wurde, wurde sukzessive erhöht und mit einem Gerät zur Kraftmessung (Newtonmeter) gemessen. Als eine Kraft von 543 Newton am Handhebel erreicht war, fuhr das Bugfahrwerk schliesslich aus.

Es wurde festgestellt, dass das Schutzblech, welches die zwei Sensoren schützt, die feststellen, ob das Fahrwerk belastet ist (*weight on wheel – WOW*), an der unteren linken und rechten Haltevorrichtung gebrochen war. Dieses Schutzblech, im Englischen *weight on wheel (WOW) cover plate* genannt, wird im Folgenden als *WOW cover plate* bezeichnet. Die *WOW cover plate* wurde um die oberen Befestigungspunkte nach oben gedreht vorgefunden (vgl. Abbildung 1). Fotos, welche noch an der Unfallstelle aufgenommen worden waren, zeigten denn auch die *WOW cover plate* eingeklemmt im Mechanismus des Bugfahrwerks (vgl. Abbildung 2).



Abbildung 1: Links: *WOW cover plate*, wie sie nach dem Ausfahren des Bugfahrwerks vorgefunden wurde. Rechts: *WOW cover plate* im Normalzustand.



Abbildung 2: Die *WOW cover plate* des Bugfahrwerks eingeklemmt zwischen der unteren und oberen Knickstrebe (*drag strut*) des Bugfahrwerks. Diese Aufnahme wurde noch auf der Unfallstelle aufgenommen.

Nachdem die beschädigte *WOW cover plate* entfernt worden war, konnte das Bugfahrwerk mittels dem normalen und dem alternativen Ausfahrverfahren problemlos mehrmals ein- und ausgefahren werden. Die nötige Zugkraft für das Ausfahren des Fahrwerks mittels des *alternate extension handle* betrug, mit der beschädigten *WOW cover plate* entfernt, 334 Newton.

1.16.2 Analyse der *WOW cover plate* des Bugfahrwerks

Eine metallurgische Analyse wird derzeit durch die Eidgenössische Materialprüfungs- und Forschungsanstalt (EMPA) durchgeführt. Eine erste Untersuchung der abgebrochenen Haltevorrichtungen führte zu den folgenden Resultaten:

- *"Beide Bruchflächen sind in einem sehr schlechten Zustand (sekundäre, mechanische Beschädigung). Über 90% der Bruchfläche ist zerstört und somit nicht mehr auswertbar.*
- *In den kleinen Bereichen, in welchen die Bruchfläche noch intakt ist, ist eine Mischung aus frei erstarrter Oberfläche und Wabenbruch (Gewaltbruch) zu beobachten.*
- *Dabei ist der Anteil von frei erstarrter Oberfläche in den noch auswertbaren Bereichen dominant.*
- *Frei erstarrte Oberfläche innerhalb einer Schweissnaht ist ein klares Indiz für Schweissporosität und/oder Heissrisse.*
- *Die Bereiche mit Wabenbruch (Scherwaben) sind sehr lokal und so zu wenig aussagekräftig um derzeit weitere Folgerungen daraus zu ziehen."*

Eine detaillierte Analyse der *WOW cover plate* wird im Schlussbericht enthalten sein.

1.17 Angaben zu verschiedenen Organisationen und deren Führung

Details werden im Schlussbericht enthalten sein.

1.18 Zusätzliche Angaben

Informationen des Flugzeugherstellers weisen darauf hin, dass eine vergleichbare Bauart des Bugfahrwerkes für die gesamte Dash-8-Flotte (DHC-8-100/200/300/400) angewendet wurde. Nach Angaben des Herstellers des Bugfahrwerks finden vergleichbare sog. *levered suspension* Bugfahrwerke auch in anderen Luftfahrzeugmustern Anwendung.

1.19 Nützliche oder effektive Untersuchungstechniken

Details werden im Schlussbericht enthalten sein.

2 Analyse

Dieser Zwischenbericht enthält keine detaillierte Analyse. Auf Grund der bis zum jetzigen Zeitpunkt vorhandenen und gesicherten Fakten kann jedoch geschlossen werden, dass die gebrochene und nach oben gedrehte *WOW cover plate* des Luftfahrzeugmusters DHC-8-402 das Ausfahren des Bugfahrwerkes behinderte.

3 Schlussfolgerungen

3.1 Befunde

3.1.1 Technische Aspekte

- Die WOW *cover plate* des Bugfahrwerkes wurde zwischen der unteren und oberen Knickstrebe (*drag strut*) des Bugfahrwerkes eingeklemmt vorgefunden.
- Die WOW *cover plate* war an der unteren linken und rechten Haltevorrichtung gebrochen und wurde nach oben gedreht.

3.1.2 Flugverlauf

- Im Endanflug auf Piste 14 des Flughafens Zürich (LSZH) fuhr das Bugfahrwerk nicht aus.
- Die Flugbesatzung brach den Landeanflug ab und erhielt eine Freigabe, für die Störungsbehebung in die Warteschleife AMIKI einzufliegen.
- Das Ausfahren des Bugfahrwerkes konnte weder mit Hilfe der Prüfliste zum alternativen Ausfahren des Fahrwerks (*alternate landing gear extension checklist*) im *quick reference handbook* (QRH), noch mit den in einer Mitteilung an die Flugzeughalter (*flight operation service letter* – FOSL) enthaltenen Hinweisen des Flugzeugherstellers erreicht werden.
- Die Flugbesatzung entschied sich zu einer Landung mit dem Hauptfahrwerk ausgefahren und dem Bugfahrwerk eingefahren.
- Die Passagiere wurden informiert, und die Kabine wurde auf die geplante Notlandung vorbereitet.
- Die Flugverkehrsleitung wurde entsprechend informiert, und die Feuerwehr war vorbereitet.
- Das Flugzeug landete um 18:18 UTC und kam 540 Meter nachdem sein Bug die Pistenoberfläche berührt hatte zum Stillstand.
- Es brach kein Feuer aus und sowohl die Besatzung als auch die Passagiere verliessen das Flugzeug durch die vordere linke Kabinentüre.
- Alle Passagiere und Besatzungsmitglieder blieben unverletzt.
- Die Unterseite des vorderen Rumpfbereichs des Flugzeuges wurde beschädigt.

4 Sicherheitsempfehlungen und seit dem Unfall getroffene Massnahmen

4.1 Sicherheitsempfehlungen bezüglich der WOW cover plates

4.1.1 Sicherheitsdefizit

Am 27. September 2013 wurde der Linienflug OU 464 von Zagreb (Kroatien) nach Zürich (Schweiz) mit dem Flugzeug Bombardier DHC-8-402, eingetragen als 9A-CQC, durchgeführt. Nach einem ereignislosen Flug war die Maschine auf der Anfluggrundlinie und dem Gleitweg für einen Instrumentenanflug auf Piste 14 ausgerichtet. In einer Entfernung von etwa sechs nautischen Meilen zur Pisten-schwelle fuhren die Piloten das Fahrwerk aus. Das Hauptfahrwerk fuhr vollständ-ig aus, das Bugfahrwerk jedoch nicht.

Die Flugbesatzung brach den Anflug ab und die Flugverkehrsleitung offerierte der Besatzung für die Störungsbehebung den Einflug in eine Warteschleife (*holding pattern*). Das Bugfahrwerk konnte weiterhin nicht ausgefahren werden, we-der unter Verwendung der Notverfahren (*non-normal/emergency check list*) im *quick reference handbook* (QRH) des Flugzeuges, noch nach den Hinweisen, die in einer Mitteilung des Flugzeugherstellers an die Flugzeughalter (*flight operation service letter*) publiziert waren. Die Flugbesatzung entschied sich daraufhin für eine Landung mit ausgefahrenem Hauptfahrwerk und eingefahrenem Bugfahr-werk. Nachdem die Passagierkabine für eine Notlandung vorbereitet und die Flugsicherung über die Lage informiert war, wurde ein zweiter Anflug durchge-führt.

Das Flugzeug setzte um 18:18 UTC auf der Piste 14 des Flughafens Zürich auf und kam 540 Meter nachdem der Bug des Flugzeuges die Pistenoberfläche be-rührt hatte zum Stillstand.

Während der technischen Untersuchung des Flugzeuges wurde festgestellt, dass das Schutzblech, welches die zwei Sensoren schützt, die feststellen, ob das Fahrwerk belastet ist (*weight on wheel – WOW*), zwischen der unteren und der oberen Knickstrebe (*drag strut*) des Bugfahrwerkes eingeklemmt war. Diese *WOW cover plate* war zuvor an der unteren linken und rechten Haltevorrichtung gebrochen und nach oben gedreht worden. Nachdem die gebrochene *WOW co-ver plate* entfernt wurde, konnte das Fahrwerk wieder mittels dem normalen und alternativen Verfahren ein- und ausgefahren werden. Es kann daher der Schluss gezogen werden, dass die gebrochene und nach oben gedrehte *WOW cover pla-te* der DHC-8-402 das Ausfahren des Bugfahrwerkes behinderte.

Da es bis jetzt nicht möglich war zu beweisen, dass der vorliegende Fall als Ein-zelfall behandelt werden kann, besteht die Möglichkeit, dass weitere Bugfahrwer-ke ähnlicher Bauart betroffen sein könnten.

4.1.2 Sicherheitsempfehlung Nr. 476

Die Luftfahrtbehörde Kanadas (Transport Canada) und die Europäische Agentur für Flugsicherheit (*European Aviation Safety Agency - EASA*) sollten zusammen mit den Flugzeug- und Fahrwerkherstellern geeignete Massnahmen treffen, da-mit beschädigte *WOW cover plates* in sog. *levered suspension* Bugfahrwerken frühzeitig erkannt werden.

4.1.3 Sicherheitsempfehlung Nr. 477

Die Luftfahrtbehörde Kanadas (Transport Canada) und die Europäische Agentur für Flugsicherheit (*European Aviation Safety Agency – EASA*) sollten zusammen mit den Flugzeug- und Fahrwerkherstellern die Risiken überprüfen, welche mit

der Installation einer WOW *cover plate* an sog. *levered suspension* Bugfahrwerken einhergehen, und geeignete präventive Massnahmen treffen.

4.2 Seit dem Unfall getroffene Massnahmen

4.2.1 Flugzeughersteller

Fünf Tage nach dem Unfall, am 2. Oktober 2013, richtete der Flugzeughersteller Bombardier eine Mitteilung (Bombardier Q400 All Operator Message No. 581) an alle Betreiber von Bombardier-Q400-Flugzeugen und Bombardier-Vertretungen. Diese Mitteilung wurde nach Absprache mit der SUST herausgegeben und enthielt folgende Empfehlung:

"Operators are reminded that the proximity cover must be secure prior to flight. Diligence must be taken by ground crew when attaching and removing the tow bar. A tactile inspection of the nose gear WOW cover should be considered as part of the pre-flight inspection."

Payerne, 9. Oktober 2013

Schweizerische Unfalluntersuchungsstelle

Dieser Zwischenbericht wurde von der Geschäftsleitung der Schweizerischen Unfalluntersuchungsstelle SUST genehmigt (Art. 3 Abs. 4g der Verordnung über die Organisation der Schweizerischen Unfalluntersuchungsstelle vom 23. März 2011).

Bern, 10. Oktober 2013

Anlagen

Anlage 1: Alternatives Ausfahren des Fahrwerks gemäss QRH

ALTERNATE LANDING GEAR EXTENSION or “LDG GEAR INOP” (Caution Light)

(One or more Landing Gear fail to extend)

Landing Considerations:

- Landing Gear cannot be retracted.
- Nosewheel steering will be inoperative.
- Airspeed 185 KIAS (max)
- L/G Inhibit switch Inhibit
- Landing Gear selector Down
- Landing Gear Alternate Release door Open
- Main Gear Release handle pull fully down

Note: *Gear release handle loads may exceed those experienced during practice extensions.*

- Landing Gear Alternate Extension door Open

Note: *IF LEFT and/or RIGHT green gear locked down Advisory Lights do not illuminate, insert Hydraulic Pump handle in socket and operate until LEFT and RIGHT green gear locked down Advisory Lights illuminate.*

- Nose Gear Release handle pull fully up

Note: *Gear release handle loads may exceed those experienced during practice extensions.*

Leave Landing Gear Alternate Release and Alternate Extension Doors fully open and L/G Inhibit switch at Inhibit.

- Gear–Locked–Down indicator On/check/Off
- Anti-Skid Test

After Landing:

As soon as possible after engine shutdown:

- Ground Locks install

Abbildung 3: Kopie des im *quick reference handbook* (QRH) publizierten Verfahrens (PSM 1-84-1B, Seite 14, vom 3 Mai 31/11)

Anlage 2: Alternatives Ausfahren des Fahrwerks gemäss FOSL

Nose Gear UP, Main Landing Gear Down:

In this situation, if after the Alternate Gear extension procedure has been completed, and it cannot be verified that the nose gear is down and locked by the normal and alternate systems, the Flight Crew must make a decision to either perform a landing with the nose gear not locked, or reset the Alternate Extension system and cycle the landing gear in an attempt to achieve all gear down and locked.

It has been demonstrated that the Dash 8 can safely land with the nose gear retracted. The geometry of the aircraft is such that the propellers will not come in contact with the runway with the main gear down and the nose gear retracted. In

addition to the direction given in the AFM in Paragraph 3.16, the following is offered for consideration:

- Reduce landing weight through fuel burn.
- Attempt to achieve an aft C of G through passenger re-seating
- Select a runway with minimal crosswind
- Land with flap 35 degrees
- Fly the appropriate Vref for the landing weight
- Touchdown offset from the runway centreline if runway equipped with a centerline lighting system
- On touchdown, hold the nose just off the runway with the elevator. Prior to losing elevator control gently lower the nose to the runway.
- Should the nose wheel not be extended or collapse, maintain directional control with rudder until no longer effective at which point asymmetric braking can be used as required
- Apply brakes or reverse thrust only after the nose-wheel is on the ground and appears to be locked. If nose gear is not extended or collapses apply brakes only.

Opting to cycle the landing gear in an effort to extend the nose gear from this abnormal situation would require a reset of Alternate Extension procedure. This may be accomplished by utilizing the following procedure:
(...)

Abbildung 4: Kopie des vom Hersteller in der FOSL publizierten Verfahrens (DH8-400-SL-32-031A vom 21. April 2011)