



Schweizerische Eidgenossenschaft
Confédération suisse
Confederazione Svizzera
Confederaziun svizra

Swiss Confederation

Schweizerische Sicherheitsuntersuchungsstelle SUST
Service suisse d'enquête de sécurité SESE
Servizio d'inchiesta svizzero sulla sicurezza SISI
Swiss Transportation Safety Investigation Board STSB

Bereich Aviatik

Schlussbericht Nr. 2245 der Schweizerischen Sicherheitsuntersuchungsstelle SUST

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

betrieben durch Croatia Airlines unter
Flugplankennzeichen CTN 464,

vom 27. September 2013

auf der Piste 14 des Flughafens Zürich

Cause

L'accident est dû au fait que l'équipage de l'avion n'a pas réussi à sortir le train d'atterrissage avant et a été contraint d'exécuter l'atterrissage avec le train d'atterrissage principal sorti et le train d'atterrissage avant rétracté.

Facteur ayant joué un rôle dans l'accident:

- Les deux dispositifs de retenue inférieurs du *WOW cover plate* étaient rompus de manière qu'il se trouvait pliés autour des deux dispositifs d'ancrage supérieurs, immobilisant ainsi le mécanisme du train d'atterrissage avant et empêchant son extension.

Facteurs ayant joué un rôle dans la rupture du dispositif de retenue inférieur du *WOW cover plate* :

- Lors de l'action de guidage du train d'atterrissage avant, le genre d'installation du montage du *WOW cover plate* avait pour effet de générer une force latérale sur celui-ci et de provoquer ainsi une tension mécanique sur les dispositifs de retenue supérieur et inférieur.
- Les cordons de soudure présentaient des imperfections dans la zone du dispositif de retenue inférieur.

Allgemeine Hinweise zu diesem Bericht

Dieser Bericht enthält die Schlussfolgerungen der Schweizerischen Sicherheitsuntersuchungsstelle (SUST) über die Umstände und Ursachen des vorliegend untersuchten Unfalls.

Gemäss Artikel 3.1 der 10. Ausgabe des Anhangs 13, gültig ab 18. November 2010, zum Abkommen über die internationale Zivilluftfahrt vom 7. Dezember 1944 sowie Artikel 24 des Bundesgesetzes über die Luftfahrt ist der alleinige Zweck der Untersuchung eines Flugunfalls oder eines schweren Vorfalls die Verhütung von Unfällen oder schweren Vorfällen. Die rechtliche Würdigung der Umstände und Ursachen von Flugunfällen und schweren Vorfällen ist ausdrücklich nicht Gegenstand der Sicherheitsuntersuchung. 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 deutsche Fassung dieses Berichts ist das Original und daher massgebend.

Alle Angaben beziehen sich, soweit nicht anders vermerkt, auf den Zeitpunkt des Unfalls.

Alle in diesem Bericht erwähnten Zeiten sind, soweit nicht anders vermerkt, in koordinierter Weltzeit (*coordinated universal time* – UTC) angegeben. Für das Gebiet der Schweiz galt zum Unfallzeitpunkt die mitteleuropäische Sommerzeit (MESZ) als Normalzeit (*local time* – LT). Die Beziehung zwischen LT, MESZ und UTC lautet:

LT = MESZ = UTC + 2 h.

Inhaltsverzeichnis

Cause	2
Zusammenfassung	7
Untersuchung	7
Kurzdarstellung	7
Ursachen	8
Sicherheitsempfehlungen	8
1 Sachverhalt	9
1.1 Vorgeschichte und Flugverlauf	9
1.1.1 Allgemeines.....	9
1.1.2 Vorgeschichte.....	9
1.1.3 Flugverlauf.....	9
1.1.4 Ort und Zeit des Unfalls.....	15
1.2 Personenschäden	15
1.3 Schaden am Luftfahrzeug	16
1.4 Drittschaden	16
1.5 Angaben zu Personen	16
1.5.1 Flugbesatzung.....	16
1.5.1.1 Kommandant.....	16
1.5.1.1.1 Allgemeines.....	16
1.5.1.1.2 Flugerfahrung.....	16
1.5.1.2 Copilot.....	17
1.5.1.2.1 Allgemeines.....	17
1.5.1.2.2 Flugerfahrung.....	17
1.6 Angaben zum Luftfahrzeug	17
1.6.1 Allgemeine Angaben.....	17
1.6.2 Fahrwerk.....	18
1.6.2.1 Allgemeines.....	18
1.6.2.2 Konstruktion.....	18
1.6.2.3 Entriegelungsmechanismus.....	19
1.6.2.4 Normales Ausfahren.....	20
1.6.2.5 Alternatives Ausfahren.....	20
1.6.2.6 Anzeigen und Warnungen.....	21
1.7 Meteorologische Angaben	21
1.7.1 Allgemeine Wetterlage.....	21
1.7.2 Wetter zur Unfallzeit am Unfallort.....	22
1.7.3 Astronomische Angaben.....	22
1.7.4 Flugplatzwettermeldung.....	22
1.8 Navigationshilfen	22
1.9 Kommunikation	23
1.10 Angaben zum Flughafen	23
1.10.1 Allgemeines.....	23
1.10.2 Pistenausrüstung.....	23
1.10.3 Rettungs- und Feuerwehrdienste.....	23
1.11 Flugschreiber	24
1.11.1 Flugdatenschreiber.....	24
1.11.2 Sprach- und Geräuschaufzeichnungsgerät.....	24
1.12 Angaben über das Wrack, den Aufprall und die Unfallstelle	25

1.13	Medizinische und pathologische Feststellungen.....	25
1.14	Feuer.....	25
1.15	Überlebensaspekte.....	25
1.16	Versuche und Forschungsergebnisse.....	26
1.16.1	Versuche bezüglich des Ausfahrmechanismus des Fahrwerks.....	26
1.16.2	Untersuchung der WOW cover plate des Bugfahrwerks.....	28
1.16.3	Untersuchung von weiteren WOW cover plate.....	28
1.16.4	Auswechseln von WOW cover plates im Flugbetriebsunternehmen.....	30
1.17	Angaben zu verschiedenen Organisationen und deren Führung.....	31
1.17.1	Flugbetriebsunternehmen.....	31
1.17.1.1	Allgemeines.....	31
1.17.1.2	Verfahrensvorgaben für die Besatzungen.....	31
1.17.1.2.1	Allgemeines.....	31
1.17.1.2.2	Generelle Verfahrensvorgaben.....	31
1.17.1.2.3	Verfahrensvorgaben für die Flugbesatzung in abnormalen Situationen.....	31
1.17.1.2.4	Verfahrensvorgaben für die Kabinenbesatzung in abnormalen Situationen.....	33
1.17.1.2.5	Flugzeugspezifische Verfahrensvorgaben.....	34
1.17.2	Flugzeughersteller.....	35
1.17.3	Flugverkehrsleitung.....	36
1.18	Zusätzliche Angaben.....	37
1.18.1	Bekannte Probleme mit Bugfahrwerken des Baumusters DHC-8.....	37
1.18.2	Bekannte Probleme mit WOW cover plate.....	37
1.18.3	Gründe für Rissbildung an WOW cover plates.....	37
1.19	Nützliche oder effektive Untersuchungstechniken.....	39
2	Analyse.....	40
2.1	Technische Aspekte.....	40
2.1.1	Ausfahren des Bugfahrwerks.....	40
2.1.2	Versagen der WOW cover plate.....	40
2.2	Menschliche und betriebliche Aspekte.....	42
2.2.1	Flugbetriebsunternehmen.....	42
2.2.2	Flugbesatzung.....	42
2.2.3	Kabinenbesatzung.....	44
2.2.4	Flugverkehrsleitung.....	44
2.2.5	Flugzeughersteller.....	44
3	Schlussfolgerungen.....	46
3.1	Befunde.....	46
3.1.1	Technische Aspekte.....	46
3.1.2	Besatzung.....	46
3.1.3	Flugverlauf.....	46
3.1.4	Rahmenbedingungen.....	47
3.2	Ursachen.....	47
4	Sicherheitsempfehlungen, Sicherheitshinweise und seit dem Unfall getroffene Massnahmen.....	48
4.1	Sicherheitsempfehlungen.....	48
4.1.1	Sicherheitsempfehlungen bezüglich WOW cover plate.....	49
4.1.1.1	Sicherheitsdefizit.....	49
4.1.1.2	Sicherheitsempfehlung Nr. 476.....	49
4.1.1.3	Sicherheitsempfehlung Nr. 477.....	49
4.1.1.4	Stellungnahme der kanadischen Luftfahrtbehörde.....	50
4.2	Sicherheitshinweise.....	51
4.3	Seit dem Unfall getroffene Massnahmen.....	52

4.3.1	Flugzeughersteller	52
Anlagen	53
Anlage 1:	Radaraufzeichnung des Flugwegs beim ersten Anflug und beim Einflug in den Warteraum	53
Anlage 2:	Radaraufzeichnung des Flugwegs beim zweiten Anflug	54
Anlage 3:	Alternatives Verfahren zum Ausfahren des Fahrwerks gemäss QRH	55
Anlage 4:	Alternatives Verfahren zum Ausfahren des Fahrwerks gemäss AOM.....	56
Anlage 5:	Zusätzliches Verfahren gemäss AOM	57
Anlage 6:	Verfahren gemäss FOSL.....	58
Anlage 7:	Prüfliste für eine Notlandung gemäss QRH.....	59
Anlage 8:	Details zum alternativen Ausfahren des Bugfahrwerks	60

Schlussbericht

Zusammenfassung

Eigentümer	Goal Verwaltungsgesellschaft mbH & Co., Grünwald, Deutschland
Halter	Croatia Airlines, Croatian air transport company Ltd, Zagreb, Kroatien
Hersteller	Bombardier Aerospace Inc., Quebec, Kanada
Luftfahrzeugmuster	DHC-8-402 (auch bekannt als Dash-8 Q400)
Eintragsstaat	Kroatien
Eintragszeichen	9A-CQC
Ort	Piste 14 des Flughafens Zürich, Schweiz
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 damaligen Schweizerischen Unfalluntersuchungsstelle umgehend gemeldet. Diese informierte die kanadischen und kroatischen Behörden über den Unfall. Beide Behörden ernannten je einen bevollmächtigten Vertreter sowie mehrere Berater. Die Untersuchung wurde noch am gleichen Tag eröffnet.

Der vorliegende Schlussbericht wird durch die Schweizerische Sicherheitsuntersuchungsstelle (SUST) veröffentlicht.

Kurzdarstellung

Am 27. September 2013 wurde der Linienflug mit dem Flugplankennzeichen CTN 464 von Zagreb (Kroatien) nach Zürich (Schweiz) mit dem Flugzeug Bombardier DHC-8-402, eingetragen als 9A-CQC, durchgeführt. An Bord befanden sich zwei Piloten, zwei Kabinenbesatzungsmitglieder und 60 Passagiere. Nach einem ereignislosen Flug war das Flugzeug auf der Anfluggrundlinie und dem Gleitweg für einen Instrumentenanflug auf Piste 14 ausgerichtet. In einer Entfernung von etwa sechs nautischen Meilen zur Pistenschwelle betätigte die Besatzung den Hebel zum Ausfahren des Fahrwerks. 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 checklist*) im *quick reference handbook* (QRH) des Flugzeuges noch nach den Hinweisen, die in einem *flight operation service letter* des Flugzeugherstellers an die Flugzeughalter 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 worden waren, wurde ein zweiter Anflug durchgeführt.

Das Flugzeug setzte kurz vor 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 zum Einsatz bereit. Es brach kein Feuer aus. Die 60 Passagiere und die vierköpfige Besatzung konnten das Flugzeug über die vordere linke Kabinentüre verlassen.

Passagiere und Besatzungsmitglieder blieben unverletzt. Das Flugzeug wurde beschädigt.

Ursachen

Der Unfall ist darauf zurückzuführen, dass die Flugbesatzung das Bugfahrwerk nicht ausfahren konnte und in der Folge eine Landung mit ausgefahrenem Hauptfahrwerk und eingefahrenem Bugfahrwerk durchführen musste.

Als direkte Ursache dieses Unfalls wurde folgender Faktor ermittelt:

- Die *WOW cover plate* des Bugfahrwerks war an beiden unteren Haltevorrichtungen gebrochen, sodass sie um die oberen Befestigungspunkte nach oben gebogen und im Mechanismus des Bugfahrwerks eingeklemmt wurde, was das Ausfahren verhinderte.

Der Bruch der unteren Haltevorrichtungen der *WOW cover plate* konnte auf folgende Faktoren zurückgeführt werden:

- Die Art der Befestigung der *WOW cover plate* führte bei Betätigen der Bugradsteuerung zu einer lateralen Krafteinwirkung auf die *WOW cover plate* und so zu einer mechanischen Belastung im Bereich der oberen und unteren Haltevorrichtungen.
- Im Bereich der unteren Haltevorrichtungen waren Mängel an den Schweißnähten vorhanden.

Sicherheitsempfehlungen

Im Rahmen der Untersuchung wurden 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 Sprach- und Geräuschaufzeichnungsgerätes (*cockpit voice recorder* – CVR), die Daten aus dem Flugdatenschreiber (*digital flight data recorder* – DFDR), 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 CTN 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) führte die Besatzung zwei Flüge mit der 9A-CQC aus. Die Flugbesatzung gab an, dass während dieser zwei Flüge keinerlei technische Probleme aufgetreten seien. Das technische Bordbuch (*technical log*) des Luftfahrzeuges enthielt keine Einträge von sicherheitsrelevanten Mängeln.

Der Flug von Zagreb nach Zürich wurde von Croatia Airlines unter dem Flugplankennzeichen CTN 464 und dem Funkrufzeichen „*Croatia four six four*“ durchgeführt. An Bord des Flugzeuges befanden sich zwei Piloten, zwei Mitglieder der Kabinenbesatzung und 60 Passagiere. Vor Beginn des Fluges befanden sich rund 3200 kg Treibstoff an Bord. Dies entsprach gemäss Betriebsflugplan (*operational flight plan* – OFP) einer Höchstflugdauer (*endurance*) von 3:19 h. Für den Flug nach Zürich waren ein Verbrauch von rund 1600 kg und eine Flugzeit von 1:31 h vorgesehen. Als Ausweichflughafen war München (EDDM) geplant.

1.1.3 Flugverlauf

Am 27. September 2013 um 15:56 UTC startete das Flugzeug, eine Bombardier DHC-8-402, eingetragen als 9A-CQC, vom Flughafen in Zagreb. Der Abflug in Zagreb sowie Steigflug und Reiseflug verliefen ereignislos. Während des Sinkfluges in Richtung Zürich wurden Flughafen- und Wetterinformationen (*automatic terminal information service* – ATIS) eingeholt und diese wurden als unproblematisch für einen Anflug auf den Flughafen Zürich beurteilt. Daraufhin trafen die Piloten die Vorbereitungen für einen Instrumentenanflug auf Piste 14.

Mit Hilfe von Kursanweisungen mittels Radar (*vectors*) wurde das Flugzeug an einer Gewitterzelle im Gebiet des Wegpunktes AMIKI vorbei in Richtung des Endanfluges geführt. Etwa 15 nautische Meilen (NM) nordwestlich des Flughafens erhielt die Besatzung von der Flugverkehrsleitung die letzte Kursanweisung zum Anschneiden der Ebene des Landekursenders (*localizer*) des Instrumentenlandesystems (*instrument landing system* – ILS) von Piste 14. Ungefähr 8 NM von der Pistenschwelle entfernt hatte die Flugbesatzung das Flugzeug auf der Anfluggrundlinie und dem Gleitweg ausgerichtet und wurde um 17:26:33 UTC von der Anflugleitstelle angewiesen, auf die Funkfrequenz der Platzverkehrsleitstelle (*aerodrome control* – ADC) von Zürich zu wechseln.

Ungefähr 6 NM von der Pistenschwelle entfernt brachte der Copilot auf Befehl des Kommandanten um 17:27:09 UTC den Fahrwerkhebel in die Position „DOWN“ („unten“, d. h. ausgefahren) (vgl. Anlage 1). Daraufhin nahm die Flugbesatzung ein lautes, sich wiederholendes und vom Bugfahrwerkschacht herkommendes Geräusch wahr, das die Besatzung später als „*like rubber hitting a metal in a repetitive manner*“ beschrieb. Die Besatzung hatte den Eindruck, dass zwei Komponenten im Fahrwerkschacht aufeinander schlugen. Auch die Flugbegleiterin, die sich direkt hinter dem Cockpit befand, vernahm „*strange repetitive noises coming from the nose gear*“. Die Flugbesatzung überprüfte daraufhin die Anzeigen des Fahrwerks auf dem Instrumentenbrett. Beide Anzeigelampen des Hauptfahrwerks leuchteten grün, was einer ausgefahrenen und verriegelten Position des Fahrwerks entspricht. Die Anzeige für das Bugfahrwerk hingegen leuchtete rot, was eine Diskrepanz zwischen der Position des Fahrwerkhebels und der Position des Bugfahrwerks angibt.

In der Folge entschied die Flugbesatzung, den Anflug abubrechen, und informierte die Flugsicherung um 17:27:42 UTC: „*We have a problem and discontinue the ILS [...]*.“ Der Flugverkehrsleiter (FVL) antwortete umgehend mit: „*Croatia four six four okay, uhm then climb straight ahead or are you able to continue visually?*“ Die Besatzung erwiderte darauf um 17:28:00 UTC: „*Uh we are able to continue visually but not for landing at the moment.*“ Hierauf erteilte der FVL der Besatzung um 17:28:04 UTC die Anweisung, unter Beibehaltung des aktuellen Kurses auf 4000 ft QNH zu steigen.

In der Folge diskutierte die Besatzung darüber, ob sie das Fahrwerk wieder einfahren solle oder nicht. Der Kommandant äusserte anfänglich die Absicht, das Fahrwerk ausgefahren zu lassen, worauf der Copilot Bedenken äusserte, dass aufgrund der anhaltenden Geräusche weiterer Schaden zu befürchten sei. Schliesslich entschied sich die Besatzung, das Fahrwerk wieder einzufahren. Daraufhin zeigten alle Anzeigen für Haupt- und Bugfahrwerk wieder ein eingefahrenes Fahrwerk an und das ungewöhnliche Geräusch verstummte.

Um 17:28:55 UTC fragte der FVL die Besatzung, ob sie für einen nächsten Anflug bereit wäre oder ob sie zur Störungsbehebung in einen Warteraum einfliegen möchte. Die Besatzung antwortete darauf um 17:29:02 UTC: „*We need a holding for troubleshooting and we can then report when finished, Croatia four six four.*“ Hierauf wurde die Besatzung angewiesen, wieder auf die Funkfrequenz der Flugsicherungsstelle *Zurich arrival* zu wechseln. Der Kommandant verlangte in der Folge das Einfahren der Auftriebshilfen und sagte zum Copiloten, dass sie im Moment nur fliegen und sich später mit der Störung befassen sollten.

Um 17:29:26 UTC meldete sich die Besatzung beim FVL von *Zurich arrival* und erhielt in der Folge eine Freigabe für einen Steigflug auf 6000 ft QNH. Nach einer Kursanweisung durch den FVL sagte der Kommandant dem Copiloten, dass er nun gerne in einen Warteraum einfliegen würde, worauf der Copilot dem FVL um 17:30:51 UTC meldete: „*And Croatia four six four we appreciate uh holding for troubleshooting.*“ Der FVL antwortete umgehend mit: „*Croatia four six four, roger, heading zero five zero, vectors towards AMIKI for troubleshooting.*“ Die Besatzung bestätigte diese Anweisung. In der Folge beauftragte der Kommandant den Copiloten, die Prüflisten bereitzuhalten, wobei er ihn gleichzeitig fragte, welches Verfahren sie wohl anwenden sollten. In der kurzen anschliessenden Diskussion sagte der Kommandant, dass sie im Warteraum noch einmal versuchen würden, das Fahrwerk auszufahren, um dann zu entscheiden, welches Verfahren anzuwenden sei. Seiner Meinung nach sei das Bugfahrwerk nicht ausgefahren gewesen. Der Copilot teilte diese Meinung.

Während dieser Diskussion erteilte der FVL der Besatzung die Anweisung, auf Flugfläche (*flight level* – FL) 70 zu steigen. Kurz darauf gab er der Besatzung die Anweisung, direkt in die Warteschleife AMIKI zu fliegen und auf FL 90 zu steigen.

Um 17:33:19 UTC erkundigte sich der FVL bei der Besatzung nach der Art des technischen Problems, worauf diese erwiderte, dass sie das Bugfahrwerk nicht habe ausfahren können und dass sie dies in der Warteschleife nochmals versuchen werde. Anschliessend, das Flugzeug befand sich ungefähr 7 NM südwestlich von AMIKI im Steigflug über FL 70, informierte die Flugbesatzung die Kabinenbesatzung über das vorhandene Problem mit dem Bugfahrwerk.

Um 17:33:54 UTC informierte der FVL die Besatzung darüber, dass sich 8 NM nördlich des Wegpunktes AMIKI eine Gewitterwolke befinde und dass die Besatzung sich melden solle, wenn sie deshalb nicht in die Warteschleife AMIKI einfliegen könne. Die Besatzung bestätigte diese Meldung mit dem Hinweis, dass sie die Gewitterwolke auf ihrem Wetterradarbildschirm sehe.

In der Folge diskutierte die Flugbesatzung über alternative Landeorte, wie z. B. Stuttgart. Ein Treibstoffstand von 1650 kg wurde angesprochen und schliesslich entschied sich die Flugbesatzung, nach der Störungsbehebung in Zürich zu landen.

Um ca. 17:35 UTC erreichte das Flugzeug FL 90. Daraufhin verlangte der Kommandant, die Landeklappen auf 5° auszufahren. Anschliessend begann die Flugbesatzung mit der Anwendung der Prüfliste zum Ausfahren des Fahrwerks nach dem alternativen Verfahren (*alternate landing gear extension checklist*), das im *quick reference handbook* (QRH) des Flugzeuges beschrieben ist (vgl. Anlagen 3 und 8).

Um 17:36 UTC flog Flug CTN 464 in das *holding pattern* ein. Der Kommandant unterbrach den Copiloten beim Vorlesen der einleitenden *note* der Prüfliste (vgl. Anlage 3) und verlangte, zunächst zu versuchen, das Fahrwerk noch einmal nach dem normalen Verfahren auszufahren. Nach Betätigen des Fahrwerkhebels durch den Copiloten traten erneut dieselben ungewöhnlichen Geräusche auf, worauf der Copilot auf Befehl des Kommandanten den Hebel wieder in die Position „UP“ („oben“, d. h. eingefahren) bewegte. In der Folge setzte die Besatzung das Abarbeiten der Prüfliste fort. Die Geräusch- und Gesprächsaufzeichnungen lassen den Schluss zu, dass während der nächsten rund drei Minuten die Prüfliste *alternate landing gear extension* Punkt für Punkt abgearbeitet wurde. Die Besatzung konnte jedoch auch mit dem alternativen Verfahren das Bugfahrwerk nicht ausfahren.

In der Folge entstand zwischen Kommandant und Copilot eine kurze Diskussion, worauf die Besatzung einen vom Flugzeughersteller publizierten *flight operation service letter* (FOSL) betreffend Fahrwerksprobleme konsultierte (vgl. Kapitel 1.17.2 und Anlage 6). Dieser FOSL enthält Hinweise, wie der Fahrwerkmechanismus für einen erneuten Ausfahrversuch mittels des normalen Verfahrens rekonfiguriert werden kann und welche Punkte bei einer allfälligen Landung mit eingefahrenem Bugfahrwerk zu berücksichtigen sind. Der Kommandant entschied sich für die Variante: „*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. [...]*“ Nach der Rekonfiguration (*reset*) des Systems durch die Besatzung gemäss diesem FOSL folgte ein weiterer erfolgloser Versuch, das Fahrwerk mittels des normalen Verfahrens auszufahren. Die Cockpitbesatzung fälltte daraufhin 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 und gab Anweisungen für

ein Umplatzen von Passagieren gemäss FOSL (vgl. Anlage 6 und Kapitel 1.17.1.2.4). Auf den Einwand des Copiloten, dabei die Limiten für *weight and balance* nicht zu überschreiten, entschied sich die Besatzung, Passagiere aus maximal zwei bis drei Sitzreihen von vorne nach hinten zu versetzen. Danach informierte der Kommandant in kroatischer und englischer Sprache die Passagiere über eine bevorstehende Landung mit eingefahrenem Bugfahrwerk und darüber, dass die Kabinenbesatzung sie nun über das Verhalten bei einer Notlandung instruieren würde. Er sagte weiter, dass sie noch einmal versuchen würden, das Bugfahrwerk auszufahren, dass er sich aber keinen Erfolg verspreche.

Während der Kommandant mit den Passagieren sprach, informierte der FVL um 17:49:35 UTC den Copiloten darüber, dass sich die vorher beobachtete Gewitterwolke nun gegen Süden bewege und dass die Besatzung jederzeit ihre Warteschleife nach Süden verlegen könne. Zusätzlich teilte er mit, dass beim ersten Anflug von den Flugverkehrsleitern im Kontrollturm beobachtet worden sei, dass das Bugfahrwerk nicht ausgefahren schien. Der Copilot erwiderte um 17:50:00 UTC: *„Uh that's the case uh our nose gear also our indication is that the nose gear didn't go down. We tried to cycle but no effect, we'll try once more, then we'll call you to see further, but we won't be staying in holding anyhow much longer.“*

In der Folge versuchte die Besatzung nochmals, das Fahrwerk mittels des normalen und des alternativen Verfahrens auszufahren.

Währenddessen wurden Kabine und Bordküche durch die Kabinenbesatzung für die geplante Notlandung vorbereitet. Den Passagieren in den ersten drei Sitzreihen wurde, wie mit der Cockpitbesatzung besprochen, ein anderer Sitzplatz weiter hinten im Flugzeug zugewiesen. Ausserdem wurden geeignete Passagiere ausgewählt und ihnen entsprechende Sitzpositionen zugewiesen, um im Falle einer allfälligen Evakuierung zu helfen. Die Passagiere wurden über die Verfahren einer Evakuierung und das Öffnen der Flugzeugtüren informiert.

Nachdem die Besatzung das Bugfahrwerk sowohl mit dem normalen als auch mit dem alternativen Verfahren erneut nicht ausfahren konnte, beauftragte der Kommandant den Copiloten damit, eine Notlage zu deklarieren. Dieser meldete der Flugverkehrsleitung um 17:55:51 UTC: *„Uh Croatia four six four we have to declare Mayday Mayday Mayday, we are now holding at AMIKI, flight level niner zero, still one thousand three hundred kilos of fuel, I have sixty passengers and we are unable to uh release the nose gear down.“*

Um ca. 17:57 UTC wurde die Warteschleife AMIKI verlassen (vgl. Anlage 2). In der Folge vereinbarte die Besatzung mit der Flugverkehrsleitung einen Anflug von mindestens 60 NM auf die Piste 14. Die Flugverkehrsleitung informierte die Feuerwehr um 17:58:13 UTC über die bevorstehende Landung der 9A-CQC mit eingefahrenem Bugfahrwerk. Um 17:58:22 UTC informierte die Besatzung den FVL darüber, dass das Flugzeug wahrscheinlich nach der Landung die Piste nicht verlassen könne und fragte, ob sie deshalb besser auf Piste 16 statt Piste 14 landen sollten. Der FVL sagte, dass für ihre Landung die Piste 14 vorgesehen sei. Daraufhin verlangte die Besatzung die Bereitstellung der Feuerwehr. Um 17:58:42 UTC teilte der FVL der Besatzung mit, dass die Feuerwehr bereits alarmiert worden sei.

Die Flugbesatzung führte in der Folge ein Briefing bezüglich der bevorstehenden Landung und der Massnahmen danach durch. Im Einzelnen wurde festgelegt, bei Ausbruch von Feuer eine notfallmässige Evakuierung der Kabine (*emergency evacuation*) durchzuführen und ansonsten eine beschleunigte Form des Aussteigens (*controlled disembarkation*) einzuleiten.

In der Zwischenzeit erklärte die Kabinenbesatzung den Passagieren, welche Sitzposition bei der bevorstehenden Landung einzunehmen sei (*brace for impact*, vgl. Kapitel 1.17.1.2.4).

Die Flugverkehrsleitung hatte in der Zwischenzeit alle anderen Flugzeuge auf der Frequenz von *Zurich arrival* auf eine andere Frequenz verwiesen und teilte der Besatzung um 18:01:47 UTC mit: „*Croatia four six four you are now the only one on my frequency, go ahead.*“ Die Besatzung bedankte sich und informierte den FVL darüber, dass nach der Landung die Passagiere wahrscheinlich auf der Piste das Flugzeug verlassen würden und dies entsprechend vorzubereiten sei.

Um 18:02 UTC erhielt die Besatzung die Freigabe, den Sinkflug einzuleiten. Kurz darauf meldete die Kabinenbesatzung der Cockpitbesatzung, dass alle Vorbereitungen abgeschlossen seien und dass es nur noch zwei Minuten dauern werde, bis sie das definitive Okay für die Landung geben könne. Der Kommandant informierte die Kabinenbesatzung darüber, dass die Triebwerke während des Ausrollens abgestellt würden und dass es mit grosser Wahrscheinlichkeit zu einer *controlled disembarkation* kommen werde. Der Copilot machte die Kabinenbesatzung darauf aufmerksam, dass die Lage des Flugzeuges nach der Landung anders sein würde als nach einer normalen Landung. Beide Kabinenbesatzungsmitglieder hörten diese Information am internen Bordkommunikationssystem (*interphone*) mit.

Um 18:04:49 UTC meldete die Besatzung dem FVL, dass sie in zwei Minuten für den Endanflug bereit sei. Daraufhin wies die Flugverkehrsleitung die Besatzung an, einen westlichen Kurs zu fliegen und auf 4000 ft QNH abzusinken. Im Anschluss daran fragte der Kommandant den Copiloten, ob die Vorbereitung für die Landung vollständig sei. Daraufhin begann der Copilot, aus dem FOSL die bei einer Landung mit eingefahrenem Bugfahrwerk zu berücksichtigenden Punkte nochmals vorzulesen (vgl. Anlage 6). Während des Vorlesens unterbrach der Kommandant den Copiloten und erwähnte, dass die Prüfliste für eine Notlandung (*emergency landing checklist*) noch abzuarbeiten sei. Er bat deshalb den Copiloten, bei der Flugverkehrsleitung eine Verlängerung des Anfluges um fünf Minuten zu verlangen, was der Copilot um 18:06:14 UTC ausführte. Die Flugverkehrsleitung forderte die Besatzung daraufhin auf, nach rechts auf einen nordwestlichen Kurs in einen Gegenanflug zu drehen und den Sinkflug auf 5000 ft QNH zu beenden.

Während der nächsten rund vier Minuten, von ca. 18:07 bis ca. 18:11 UTC, arbeitete die Besatzung die *emergency landing checklist* aus dem QRH ab (vgl. Anlage 7). Für längere Zeit war sie dabei mit der Suche nach dem in der Prüfliste erwähnten elektrischen Sicherungsautomaten (*circuit breaker – CB*) des GPWS (*ground proximity warning system*) beschäftigt. Auf der *checklist* wird dafür die Position A1 auf dem *avionics CB panel* angegeben. Im Gegensatz zur *checklist* bzw. zum Flugzeughandbuch (*aeroplane operating manual – AOM*) sind die *CB-panels* im Cockpit des Flugzeuges nicht benannt. Die Besatzung fand zunächst bei ihrer Suche auf einem *CB-panel* einen Sicherungsautomaten an der Position A1 mit der Bezeichnung „*pass brief sys*“¹. Schliesslich fand der Kommandant auf einem anderen *CB-panel* einen mit EGPWS bezeichneten Sicherungsautomaten an der Position A1. Der Copilot schlug vor, diesen zu ziehen, was schliesslich geschah. Im Weiteren befahl der Kommandant, den Kabinendruck nicht abzulassen (*dump*) und den automatischen Notsender (*emergency locator transmitter – ELT*) nicht einzuschalten.

In dieser Phase fragte die Flugverkehrsleitung an, ob die Besatzung für den Queranflug innerhalb der nächsten Minute bereit sei, was diese bejahte. Um ca. 18:08 UTC informierte die Kabinenbesatzung den Kommandanten, dass die Kabine für die Landung bereit sei. Um 18:08:18 UTC, als sich das Flugzeug ca. 2 NM vor der nördlichen Grenze des Nahkontrollbezirkes (*terminal control area – TMA*) befand,

¹ Die Bezeichnung steht für *passenger briefing system*.

wies der FVL die Besatzung an, nach links auf einen südwestlichen Kurs zu drehen. Weiter wurde der Besatzung offeriert, bei Bedarf die Anfluggrundlinie überqueren zu können, falls sie mehr Zeit benötige. Der Copilot erwiderte darauf, dieses Angebot anzunehmen. Um 18:09:58 UTC wies der FVL die Besatzung an, aufgrund der Luftraumstruktur nach links auf Kurs Süd zu drehen.

Um 18:10:51 UTC meldete die Besatzung, dass sie für den Anflug bereit sei. Daraufhin wurde von der Flugverkehrsleitung der Kurs für das Anschneiden der Ebene des Landekursenders angewiesen und die Freigabe auf 4000 ft QNH erteilt. Um 18:11:13 UTC teilte der FVL der Besatzung mit: „*And Croatia four six four, you will intercept at niner miles touch down.*”

Um 18:12:06 UTC fuhr die Besatzung die Landeklappen auf 10° aus. Als Folge des nicht ausgefahrenen Bugfahrwerks ertönte daraufhin ein kontinuierlicher Warnton, der bis zum Abschalten der Stromversorgung nach der Landung fort dauerte. Die Besatzung gab nach dem Unfall an, dass dieser permanente Warnton störend gewesen sei. Kurze Zeit später fuhr die Besatzung die Landeklappen auf 15° aus.

Während des Eindrehens auf die Ebene des Landekursenders ging die Flugbesatzung nochmals die Punkte durch, die im Falle einer Evakuierung vorzunehmen sind. Kurz vor 18:14 UTC war das Flugzeug erneut auf der Anfluggrundlinie und dem Gleitweg des ILS von Piste 14 ausgerichtet. Um 18:13:42 UTC meldete der Copilot dem FVL: „*Croatia four six four, established.*” Zehn Sekunden später informierte der Copilot die Kabinenbesatzung über die Kabinenlautsprecheranlage (*public address system – PA*) wie folgt: „*Cabin crew, prepare for landing.*”

In der Zwischenzeit waren am Boden Vorbereitungen für die geplante Notlandung getroffen worden.

Um 18:14:02 UTC wurde die Besatzung aufgefordert, auf die Frequenz der Platzverkehrsleitstelle zu wechseln, was sie umgehend tat. In der Folge erteilte der FVL der Besatzung um 18:14:19 UTC die Freigabe für eine Landung auf Piste 14.

Um 18:15:33 UTC wurde die Landekonfiguration erstellt, die eine Klappenstellung von 35° umfasste. Der Kommandant verlangte die *landing checklist*, die der Copilot unverzüglich abarbeitete. Anschliessend erwähnte der Kommandant noch einmal kurz einige wesentliche Punkte bezüglich der bevorstehenden Landung wie Fluglage (*pitch*) und Geschwindigkeit.

Kurz vor 18:18 UTC setzte das Flugzeug mit dem Hauptfahrwerk rund 450 m nach der Pistenschwelle auf der Piste 14 auf. Der Copilot meldete dem Kommandanten während des Aufsetzvorgangs und des anschliessenden Rollens auf dem Hauptfahrwerk die Fluglage (*pitch*) und auf Nachfrage die Geschwindigkeit. Der *pitch* in dieser Phase betrug weniger als 4 Grad *attitude nose up*. Der Kommandant beschrieb diese Phase wie folgt:

„[...] *we were able to keep the nose up until about 60 kt. When passing 80 kt there were some difficulties to keep the lateral direction and to maintain the aircraft on the runway. With the help of the rudder I was able to regain control. At 60 kt I gently lowered the nose to the ground [...].*”

Ungefähr 1000 m nach dem Aufsetzen berührte der Bug des Flugzeuges die Pistenoberfläche. Nach weiteren 540 Metern kam das Flugzeug annähernd auf der Mittellinie der Piste zum Stillstand (vgl. Abbildungen 1 und 5). Der Kommandant gab an, während des Landevorgangs nur leicht gebremst und keinen Umkehrschub (*reverse thrust*) benutzt zu haben. Kurz nach dem Stillstand des Flugzeuges wurden die Parkbremse gesetzt und beide Triebwerke abgestellt. Der Kommandant sagte dazu, dass sie bereit gewesen seien, die *fire handles* zu ziehen. Sie hätten dies aber unterlassen, weil sie keine Feuerwarnung angezeigt bekommen

hätten. Ausserdem habe die Feuerwehr, die nur wenige Sekunden nach dem Stillstand beim Flugzeug war, über die Platzverkehrsleitstelle mitteilen lassen, dass kein Feuer ausgebrochen sei.



Abbildung 1: Das Flugzeug unmittelbar nach dem Stillstand, fotografiert aus dem Einsatzleitfahrzeug der Feuerwehr. Die Propeller drehen noch.

Der Kommandant wies die Kabinenbesatzung umgehend an, dass sie eine *controlled disembarkation* einleiten solle und die Passagiere das Handgepäck an Bord zu lassen hätten. Anschliessend befahl er dem Copiloten, die Prüfliste zum Abstellen des Flugzeuges (*parking checklist*) abzuarbeiten.

Die Kabinenbesatzung folgte der Anweisung des Kommandanten unverzüglich und leitete eine *controlled disembarkation* durch die vordere linke Kabinentüre ein. Die Passagiere behielten dabei die Schuhe an und liessen ihr Handgepäck zurück. Um 18:22 UTC meldete der Copilot der Flugverkehrsleitung, dass die *disembarkation* beendet sei.

Passagiere und Besatzungsmitglieder blieben unverletzt. Das Flugzeug wurde beschädigt.

1.1.4 Ort und Zeit des Unfalls

Unfallort	Piste 14 des Flughafens Zürich, Schweiz
Datum und Zeit	27. September 2013 um 18:18 UTC
Beleuchtungsverhältnisse	Nacht
Koordinaten	47° 28' 11" N / 8° 33' 11" E (WGS 84)
Höhe	420 m/M entsprechend 1378 ft AMSL ²
Landeskarte der Schweiz	Blatt Nr. 1071, Bülach, Massstab 1:25 000

1.2 Personenschäden

Verletzungen	Besatzungsmitglieder	Passagiere	Gesamtzahl der Insassen	Drittpersonen
Tödlich	0	0	0	0
Erheblich	0	0	0	0
Leicht	0	0	0	0

² AMSL: *above mean sea level*, Höhe über dem mittleren Meeresspiegel

Keine	4	60	64	Nicht zutreffend
Gesamthaft	4	60	64	0

1.3 Schaden am Luftfahrzeug

Das Flugzeug wurde beschädigt (vgl. Kapitel 1.12).

1.4 Drittschaden

Es entstand kein Drittschaden. Die Piste wurde nach dem Unfall gereinigt.

1.5 Angaben zu Personen

1.5.1 Flugbesatzung

1.5.1.1 Kommandant

1.5.1.1.1 Allgemeines

Person Kroatischer Staatsangehöriger, Jahrgang 1973

Lizenz Verkehrspilotenlizenz für Flugzeuge (*airline transport pilot licence aeroplane* – ATPL(A)) nach der Europäischen Agentur für Flugsicherheit (*European Aviation Safety Agency* – EASA)

Alle vorliegenden Angaben deuten darauf hin, dass der Kommandant seinen Dienst ausgeruht und gesund antrat. Es liegen keine Hinweise vor, dass Ermüdung eine Rolle spielte.

1.5.1.1.2 Flugerfahrung

Gesamthaft	7716 h
Davon als Kommandant	3229 h
Davon auf dem Unfallmuster	3114 h
Während der letzten 90 Tage	188 h
Davon auf dem Unfallmuster	188 h

1.5.1.2 Copilot

1.5.1.2.1 Allgemeines

Person	Kroatischer Staatsangehöriger, Jahrgang 1978
Lizenz	Verkehrspilotenlizenz für Flugzeuge (<i>airline transport pilot licence aeroplane – ATPL(A)</i>) nach <i>Joint Aviation Requirements (JAR)</i>

Alle vorliegenden Angaben deuten darauf hin, dass der Copilot seinen Dienst ausgeruht und gesund antrat. Es liegen keine Hinweise vor, dass Ermüdung eine Rolle spielte.

1.5.1.2.2 Flugerfahrung

Gesamthaft	4191 h
Davon auf dem Unfallmuster	2520 h
Während der letzten 90 Tage	175 h
Davon auf dem Unfallmuster	175 h

1.6 Angaben zum Luftfahrzeug

1.6.1 Allgemeine Angaben

Eintragungszeichen	9A-CQC
Luftfahrzeugmuster	DHC-8-402 (auch bekannt als Dash-8 Q400)
Charakteristik	Zweimotoriges Regionalflugzeug mit Propellerturbinenantrieb und 76 Sitzplätzen, ausgeführt als freitragender Schulterdecker in Ganzmetallbauweise mit Einziehfahrwerk in Bugradanordnung.
Hersteller	Bombardier Aerospace Inc., Quebec, Kanada
Eigentümer	Goal Verwaltungsgesellschaft mbH & Co., Grünwald, Deutschland
Halter	Croatia Airlines, Croatian air transport company Ltd, Zagreb, Kroatien
Masse und Schwerpunkt	Die Masse des Flugzeuges zum Abflugzeitpunkt betrug ca. 27 400 kg. Die Masse des Flugzeuges zum Unfallzeitpunkt betrug ca. 25 400 kg. Sowohl Masse als auch Schwerpunkt befanden sich während des gesamten Fluges innerhalb der gemäss Luftfahrzeughandbuch (<i>aeroplane operating manual – AOM</i>) zulässigen Grenzen.

1.6.2 Fahrwerk

1.6.2.1 Allgemeines

Das Flugzeugmuster DHC-8-402 weist ein Fahrwerk in Bugradanordnung auf. Das Bugfahrwerk (*nose landing gear – NLG*) befindet sich im unteren Rumpfbereich vor dem Cockpit und lässt sich nach vorne in den Fahrwerkschacht einziehen. Die beiden Hauptfahrwerke (*main landing gear – MLG*) befinden sich unterhalb der linken respektive rechten Triebwerksgondel und lassen sich nach hinten in den Fahrwerkschacht der jeweiligen Triebwerksgondel einziehen.

Da das Hauptfahrwerk im vorliegend untersuchten Unfall fehlerfrei funktionierte, wird im Folgenden nur noch auf das Bugfahrwerk eingegangen.

1.6.2.2 Konstruktion

Das Bugfahrwerk ist nach der sogenannten *levered-suspension*-Bauweise konstruiert, die im Jahr 1943 patentiert wurde. Sie hat ihren Ursprung in der Tatsache, dass die bis dahin verwendete herkömmliche Art der Federung durch Stossdämpfer, die in der Achse des Fahrwerkbeins lagen und starr mit der Radachse verbunden waren, nicht optimal war, um die beim Landen, Rollen und Bremsen auftretenden vertikalen und lateralen Kräfte zu absorbieren und dadurch zu Biegemomenten in den Stossdämpfern führte. Bei der *levered-suspension*-Bauweise sind die Stossdämpfer nicht mehr direkt mit der Radachse verbunden, da diese über einen Hebel vom Fahrwerkbein abgewinkelt liegt (vgl. Abbildung 2). Gegenüber der herkömmlichen Bauweise, bei der die Stossdämpferkolben nominal den gleichen vertikalen Arbeitsweg zurücklegen wie das Rad, wird bei der *levered-suspension*-Bauweise die Kolbenbewegung des Stossdämpfers entsprechend dem Hebelübersetzungsverhältnis reduziert, was zu kleineren und kompakteren Stossdämpfern führt. Das wiederum bringt eine Platzersparnis, was bei Einziehfahrwerken von Bedeutung ist.

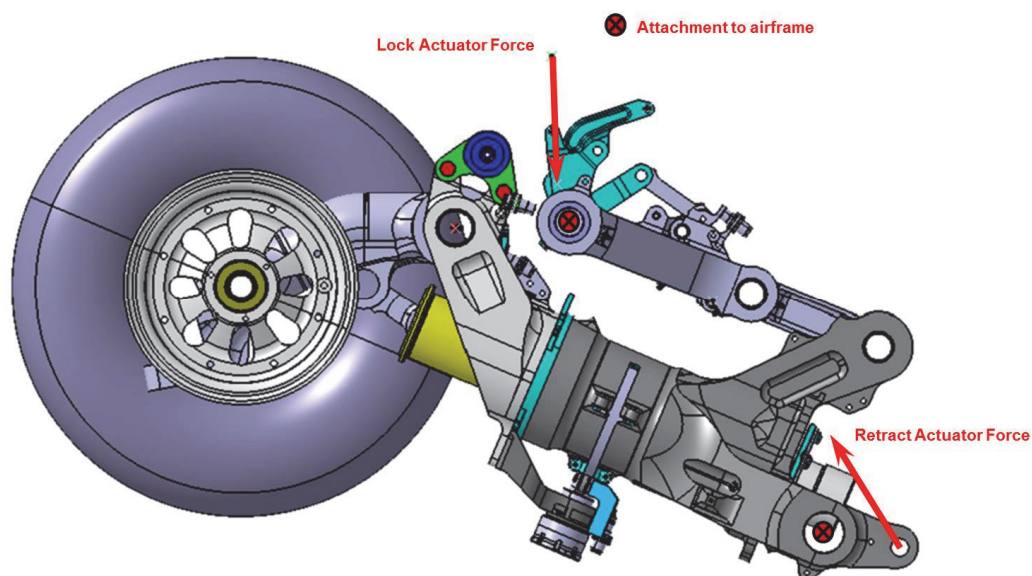


Abbildung 2: Das Bugfahrwerk im eingefahrenen Zustand (Abbildung des Herstellers, adaptiert durch die SUST). Nicht dargestellt sind der Rollscheinwerfer und die WOW cover plate (vgl. Kapitel 1.16).

Zum hydraulischen Ein- und Ausfahren des Fahrwerks dient der *retract actuator*, dessen Wirkungslinie in Abbildung 2 schematisch dargestellt ist. Ein zweiter, kleinerer *lock actuator* dient zur Entriegelung des Fahrwerks aus der eingefahrenen

Position. Dessen Wirkungslinie ist ebenfalls in Abbildung 2 schematisch dargestellt. Die Kraftwirkung des *lock actuator* kann alternativ auch von Hand rein mechanisch aufgebracht werden (vgl. Kapitel 1.6.2.5).

Das Bugfahrwerk weist zwei hydraulisch betriebene vordere und zwei über mechanische Verbindungen betriebene hintere Fahrwerkstöre auf. Ist das Fahrwerk eingefahren, sind alle vier Tore geschlossen.

1.6.2.3 Entriegelungsmechanismus

Um das Bugfahrwerk ausfahren zu können, muss es zunächst entriegelt werden. Der Entriegelungsmechanismus ist unabhängig davon, ob das Bugfahrwerk mittels des normalen Verfahrens (vgl. Kapitel 1.6.2.4) oder mittels des alternativen Verfahrens (vgl. Kapitel 1.6.2.5) ausgefahren wird. Es wird lediglich die dafür notwendige Kraft entweder hydraulisch über den *lock actuator* oder rein mechanisch von Hand über Seilzüge und Rollen aufgebracht.

Der Entriegelungsmechanismus ist schematisch in Abbildung 3 dargestellt (Detail aus Abbildung 2). Die beiden Knickstreben (*upper drag strut* und *lower drag strut*) liegen anfänglich leicht unter dem Totpunkt (*under center*) und der Verriegelungsmechanismus (*upper lock link* und *lower lock link*) leicht über dem Totpunkt (*over center*). Dies verriegelt das Bugfahrwerk in der eingefahrenen Position. Durch eine äussere Krafteinwirkung auf die *pivot tube assembly*, aufgebracht entweder durch den *lock actuator* oder rein mechanisch von Hand über Seilzüge und Rollen, wird die *over-center*-Position des Verriegelungsmechanismus gebrochen und das Bugfahrwerk somit entriegelt.

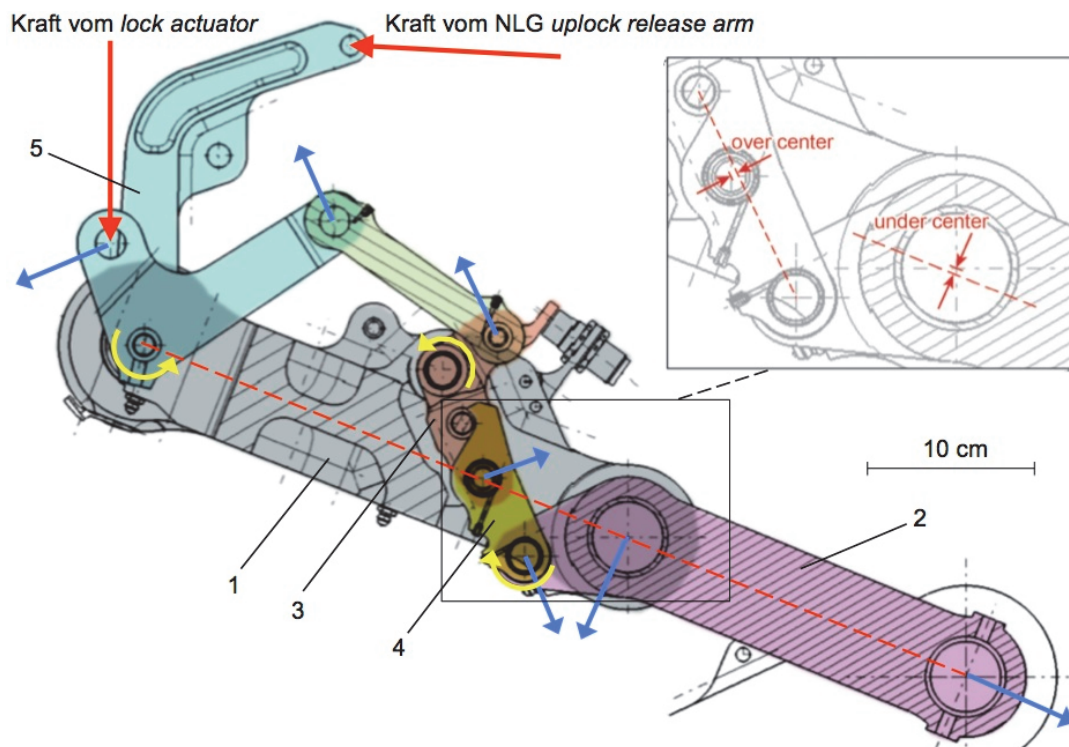


Abbildung 3: Entriegelungsmechanismus (Abbildung des Herstellers, adaptiert durch die SUST). Die einzelnen Bauteile wurden zur besseren Erkennbarkeit unterschiedlich eingefärbt. Die Bewegungs- bzw. Drehrichtungen der einzelnen Bauteile als Folge der

äusseren Kräfteinwirkung (rote Pfeile) wurden mit blauen und gelben Pfeilen schematisch skizziert.

- 1: *upper drag strut*
- 2: *lower drag strut*
- 3: *upper lock link*
- 4: *lower lock link*
- 5: *pivot tube assembly*

Im Zuge dieser Totpunktüberwindung des Verriegelungsmechanismus bewegt sich das Verbindungslager zwischen *upper drag strut* und *lower drag strut* um 0.4 Millimeter nach schräg unten. Dies bedeutet, dass die *under-center*-Position der beiden Knickstreben anfänglich noch leicht reduziert wird.

1.6.2.4 Normales Ausfahren

Beim normalen Ausfahren des Bugfahrwerks (*normal landing gear extension*) laufen die folgenden Schritte ab:

1. Der Hebel zum Ausfahren des Fahrwerks wird in die Position „DOWN“ bewegt. Dadurch wird Hydraulikdruck des Hydrauliksystems Nr. 2 auf das Hydrauliksystem des Fahrwerks (Haupt- und Bugfahrwerk), auf die Seite für „Ausfahren“, geleitet.
2. Ein Ventil (*solenoid sequence valve*) leitet den Hydraulikdruck zunächst zum *actuator* der vorderen beiden Fahrwerkttore, so dass sich diese zu öffnen beginnen.
3. Nach ungefähr 92 % des gesamten Öffnungsweges der vorderen Fahrwerkttore wird über eine mechanische Verbindung ein anderes Ventil (*mechanical sequence valve*) bewegt, das anschliessend den Hydraulikdruck gleichzeitig zum *lock actuator* und zum *retract actuator* leitet.
4. Obwohl die Kraftwirkung des *retract actuator* alleine zu einer Vergrösserung der *under-center*-Position der beiden Knickstreben führen würde, ist die Wirkung des *lock actuator* so konzipiert, dass sie die anfänglich in entgegengesetzter Richtung wirkende Kraft des *retract actuator* überwinden kann. Insgesamt wird so im Zuge der Totpunktüberwindung des Verriegelungsmechanismus die *under-center*-Position der beiden Knickstreben anfänglich noch leicht reduziert, bevor dann das Fahrwerk durch die Wirkung des *retract actuator* ausgefahren wird.
5. Wenn sich das Bugfahrwerk in der ausgefahrenen und verriegelten Position befindet, leitet das *solenoid sequence valve* den Hydraulikdruck wieder zum *actuator* der vorderen beiden Fahrwerkttore, so dass sich diese schliessen.

Der hydraulische Druck wird vom Hydrauliksystem Nr. 2 mit nominal 3000 PSI erzeugt. Die Aufzeichnungen des Unfallfluges zeigen für weite Teile des Fluges einen Druck von rund 3030 PSI und Spitzen bis 3100 PSI.

Aufgrund von Versuchen des Herstellers an einer Testanlage (Q400 *iron bird*) ist bekannt, dass der *lock actuator* ungefähr einen Druck von 1500 PSI benötigt, um den Entriegelungsmechanismus am Boden in einem Hangar (d. h. ohne eine mechanische Blockierung und ohne Luftkräfte) während des normalen Ausfahrens zu betätigen.

1.6.2.5 Alternatives Ausfahren

Über ein mechanisches System aus Seilzügen und Rollen (vgl. Anlage 8) kann das Bugfahrwerk alternativ auch manuell vom Cockpit aus ausgefahren werden (*alternate landing gear extension*). Dabei laufen die folgenden Schritte ab:

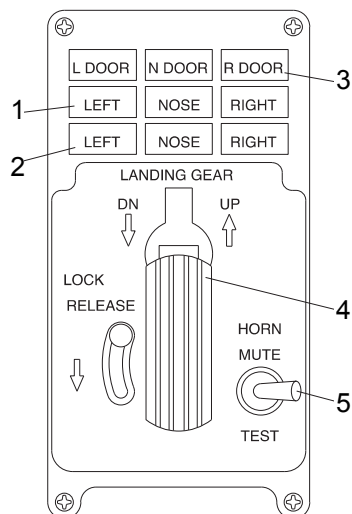
1. Der *landing gear inhibit switch*, ein Schalter über dem rechten Pilotensitz, wird in die Position „*INHIBIT*“ gebracht; anschliessend wird die *landing gear alternate release door*, eine Klappe direkt neben dem *landing gear inhibit switch*, geöffnet. Dies hat unter anderem zur Folge, dass das Hydrauliksystem des Fahrwerks vom Hydrauliksystem Nr. 2 isoliert und entleert wird.
2. Die *landing gear alternate extension door*, eine Klappe im Cockpitboden zwischen den beiden Pilotensitzen, wird geöffnet. Dies gibt den Handhebel zum alternativen Ausfahren des Bugfahrwerks (*NLG alternate release handle*) frei.
3. Das Ziehen an diesem Handhebel bewirkt zuerst die Entriegelung der vorderen Fahrwerkttore. Diese werden sodann durch Spannfedern aufgestossen. Anschliessend wird die Verriegelung des Bugfahrwerks gelöst und dieses fällt im freien Fall bzw. mit Hilfe des Fahrtwindes in die ausgefahrene Position.

Der Mechanismus ist so konzipiert, dass die gesamte Zugkraft zuerst für die Entriegelung der vorderen Fahrwerkttore eingesetzt und die Kraft erst danach auf den *NLG uplock release arm* umgeleitet wird (vgl. Anlage 8 und Abbildung 3).

Das gesamte System ist so ausgelegt, dass für die Betätigung eine Kraft von nicht mehr als 90 lb (entsprechend 41 kg oder rund 400 N) am Handhebel erforderlich ist.

1.6.2.6 Anzeigen und Warnungen

Der Status des Fahrwerks, das heisst des linken bzw. rechten Hauptfahrwerks und des Bugfahrwerks, wird den Piloten im Cockpit mittels Leuchten wie folgt angezeigt:



Legende:

- 1: Leuchtet grün (*green*), wenn das entsprechende Fahrwerk ausgefahren und verriegelt ist.
- 2: Leuchtet rot (*red*), wenn die entsprechende Fahrwerkstellung nicht der Position des Fahrwerkhebels (4) entspricht. Also nicht eingefahren und verriegelt (UP) oder nicht ausgefahren und verriegelt (DN).
- 3: Leuchtet bernsteinfarben (*amber*), wenn das entsprechende Fahrwerkstor offen ist.
- 4: Fahrwerkhebel. Leuchtet *amber*, wenn das Fahrwerk in Bewegung ist oder wenn eine der Fahrwerkanzeigen (2) rot leuchtet.
- 5: Warnhorn, kann getestet oder bei Ertönen ausgeschaltet werden.

Abbildung 4: *Landing gear control panel* im Cockpit.

Zudem leuchtet auf dem *caution and warning panel* im Cockpit die Warnlampe (*caution light*) LDG GEAR INOP (*landing gear inoperative*), wenn im Ein- oder Ausfahrmechanismus des Fahrwerks eine Störung auftritt. Die Warnlampe leuchtet auch, wenn der *landing gear inhibit switch* betätigt wird.

1.7 Meteorologische Angaben

1.7.1 Allgemeine Wetterlage

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,

etwa 50 km nordöstlich des Flughafens Zürich, eine isolierte, aber intensive Gewitterzelle. Das Gewitter war vor und während der Landung von Flug CTN 464 in Zürich aktiv. Das Wetterleuchten wurde am Flughafen Zürich beobachtet, ohne dass Donner hörbar war.

1.7.2 Wetter zur Unfallzeit am Unfallort

Am Flughafen Zürich fiel kein Niederschlag. Der Wind war schwach und wehte mit durchschnittlich einem Knoten aus unterschiedlicher Richtung. Die Sicht betrug 14 km. Unterhalb von 8000 Fuss über Grund wurden keine Wolken beobachtet. Auch war die nähere Umgebung des Flughafens Zürich frei von Wolken der Form Cumulonimbus und *towering cumulus*.

1.7.3 Astronomische Angaben

Sonnenstand	Azimut: 280°	Höhe: -12°
Beleuchtungsverhältnisse	Nacht	

1.7.4 Flugplatzwettermeldung

Zum Zeitpunkt des Unfalls war die folgende Flugplatzwettermeldung (*meteorological aviation routine weather report – METAR*) gültig:

METAR LSZH 271820Z VRB01KT CAVOK 18/16 Q1014 NOSIG=

Ausgeschrieben bedeutet dies: Am 27. September 2013 wurden kurz vor der Ausgabezeit der Flugplatzwettermeldung von 18:20 UTC auf dem Flughafen Zürich die folgenden Wetterbedingungen beobachtet:

Wind	Aus variabler Richtung mit 1 kt
Wolken/Wetter	„CAVOK“ (<i>ceiling and visibility OK</i>) wird an Stelle der Gruppen Sicht, Wetter und Wolken eingefügt, wenn folgende Bedingungen (zur Beobachtungszeit) erfüllt sind: <ul style="list-style-type: none"> – Meteorologische Sicht 10 km oder mehr – Keine Wolken unterhalb 5000 ft über Flugplatzhöhe (<i>above aerodrome level – AAL</i>) oder unterhalb der höchsten <i>minimum sector altitude</i> (MSA), wenn diese höher ist als 5000 ft AAL – Kein Cumulonimbus (CB) oder <i>towering cumulus</i> (TCU) auf jeglicher Höhe. – Keine signifikanten Wettererscheinungen
Temperatur	18 °C
Taupunkt	16 °C
Luftdruck (QNH)	1014 hPa, Druck reduziert auf Meereshöhe, berechnet mit den Werten der ICAO-Standardatmosphäre.
Landewetterprognose	In den zwei Stunden, die auf die Wetterbeobachtung folgen, sind keine signifikanten Änderungen der aktuellen Wetterbedingungen zu erwarten.

1.8 Navigationshilfen

Die betreffenden Navigationshilfen befanden sich im Normalbetrieb und standen uneingeschränkt zur Verfügung.

1.9 Kommunikation

Der Funkverkehr zwischen der Besatzung und den Flugsicherungsstellen fand in englischer Sprache und ohne technische Schwierigkeiten statt. Innerhalb der Besatzung wurden die englische und die kroatische Sprache benutzt.

1.10 Angaben zum Flughafen

1.10.1 Allgemeines

Der Flughafen Zürich liegt im Nordosten der Schweiz. Im Jahre 2012 betrug das Passagiervolumen 24.8 Millionen bei rund 270 000 Flugbewegungen.

Die Bezugshöhe des Flughafens beträgt 1416 ft AMSL und als Bezugstemperatur sind 24.0 °C festgelegt.

1.10.2 Pistenausrüstung

Der Flughafen Zürich zeichnet sich durch ein System von drei Pisten aus. Die Pisten 16 und 14 sind mit einem Instrumentenlandesystem (ILS) der Kategorie III ausgerüstet und die Piste 34 mit einem ILS der Kategorie I. Die Piste 28 ist mit einem ILS ohne Klassifizierung (*uncategorized*) ausgerüstet, die ein gegenüber der Kategorie I erhöhtes Wetterminimum aufweist. Die Pisten eignen sich somit für *precision approaches*.

Die Pisten des Flughafens Zürich weisen folgende Abmessungen auf:

Pistenbezeichnung	Abmessungen	Höhe der Pistenschwellen
16/34	3700 × 60 m	1390/1388 ft AMSL
14/32	3300 × 60 m	1402/1402 ft AMSL
10/28	2500 × 60 m	1391/1416 ft AMSL

Zum Zeitpunkt des Unfalls standen alle drei Pisten mit ihrer ganzen Pistenlänge für Landungen zur Verfügung.

1.10.3 Rettungs- und Feuerwehrdienste

Der Flughafen Zürich ist mit Feuerbekämpfungsmitteln der Kategorie 10 ausgerüstet. Die Berufsfeuerwehr des Flughafens leistet während des Flugbetriebes permanent Bereitschaftsdienst.

Um 17:58 UTC wurde von der Flugsicherung Alarm 21³ ausgelöst. Dabei wurde gemeldet, dass eine Dash-8 mit Fahrwerkstörung in zehn Minuten auf der Piste 14 landen werde. Diese Fahrwerkstörung wurde etwas später als defektes Bugfahrwerk präzisiert.

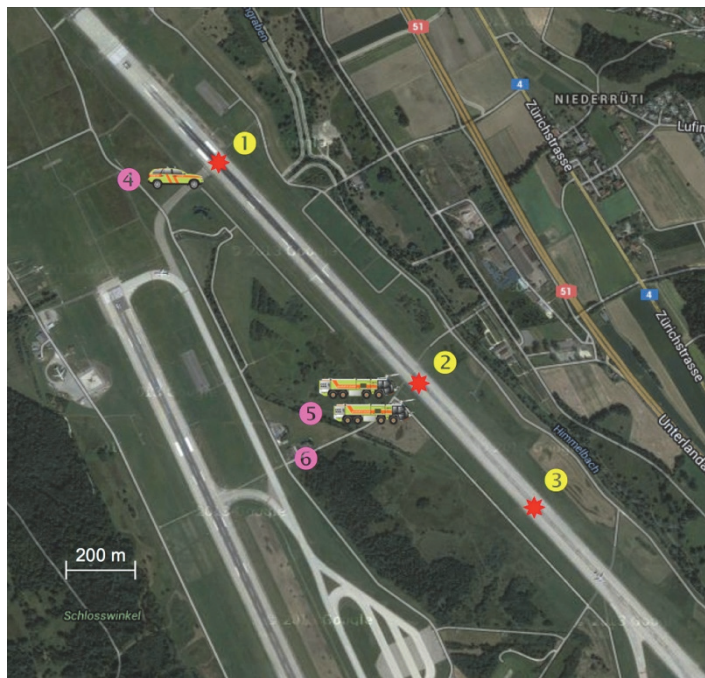
Das Einsatzleitfahrzeug mit dem Funkrufzeichen „Florian 1“ brachte sich auf der Höhe des Rollweges G, im Bereich der Aufsetzzone der Piste 14, in Position, um die Landung zu beobachten. Auf der Satellitenstrasse, etwa 900 m weiter entlang der Piste 14, hielten sich zwei schwere Flugfeldlöschfahrzeuge bereit (vgl. Abbildung 5). Am südlichen Ende der Piste 14 standen ein drittes Flugfeldlöschfahrzeug sowie ein Universallöschfahrzeug zum Einsatz bereit. Um 18:02 UTC meldete die Feuerwehr der Flugsicherung, dass sie in Position und für den Einsatz bereit sei.

Der Fahrer im Fahrzeug „Florian 1“ meldete bei der Landung des Flugzeuges, dass das Bugfahrwerk nicht ausgefahren sei. Nach Absprache mit der Flugsicherung folgte er dem Flugzeug auf der Piste 14. Als das Flugzeug die Satellitenstrasse

³ Alarm 21 bedeutet, dass die Landung innerhalb der nächsten 15 Minuten stattfinden wird. Die Mannschaft muss sich in die Fahrzeuge begeben und zu den Bereitschaftsstandorten fahren.

passiert hatte, folgten die beiden Löschfahrzeuge nach Absprache mit der Flugsicherung dem Flugzeug ebenfalls unverzüglich auf der Piste. Die Feuerwehrfahrzeuge waren nur Sekunden, nachdem das Flugzeug zum Stillstand gekommen war und noch bevor die Triebwerke abgestellt waren, beim Flugzeug zum Einsatz bereit (vgl. Abbildung 1). Die Feuerwehr hatte Funkkontakt zur Platzverkehrsleitstelle und teilte dieser mit, dass kein Feuer ausgebrochen war. Die Platzverkehrsleitstelle leitete diese Meldung unverzüglich, um 18:18:39 UTC, an die Besatzung weiter (vgl. Flugverlauf Kapitel 1.1.3). Die Feuerwehr stellte mittels Wärmebildkamera eine Erwärmung fest. Weil sie im Cockpit zeitgleich einen Rauchgeruch wahrnahm, kühlte sie den schlecht zugänglichen Bugbereich des Flugzeuges vorsorglich mit einem CO₂-Löscher.

Die Feuerwehr stand in Bereitschaft, bis die Passagiere das Flugzeug verlassen hatten, und koordinierte anschliessend die Bergungsarbeiten.



- ❶ Hauptfahrwerk setzt auf
- ❷ Bug berührt die Pistenoberfläche
- ❸ Flugzeug kommt zum Stillstand
- ❹ Fahrzeug „Florian 1“
- ❺ Flugfeldlöschfahrzeuge
- ❻ Satellitenstrasse

Abbildung 5: Teil des Einsatzdispositivs der Feuerwehr gemäss den Angaben von Schutz und Rettung Zürich.

1.11 Flugschreiber

1.11.1 Flugdatenschreiber

Muster	SSFDR P/N 980-4700-027
Hersteller	Honeywell International Inc., Phoenix, Arizona, USA
Anzahl Parameter	304
Aufzeichnungsmedium	<i>solid state memory</i>
Aufzeichnungsdauer	ca. 100 Stunden

Der digitale Flugdatenschreiber (*digital flight data recorder* – DFDR) konnte ausgewertet werden und alle verfügbaren Daten standen für die Untersuchung zur Verfügung.

1.11.2 Sprach- und Geräuschaufzeichnungsgerät

Muster	SSCVR P/N 980-6022-011
--------	------------------------

Hersteller	Honeywell International Inc., Phoenix, Arizona, USA
Anzahl Parameter	4 Kanäle
Aufzeichnungsmedium	<i>solid state memory</i>
Aufzeichnungsdauer	2 Stunden

Alle vier Kanäle des Sprach- und Geräuschaufzeichnungsgeräts (*cockpit voice recorder* – CVR) konnten ausgewertet werden und standen der Untersuchung zur Verfügung.

1.12 **Angaben über das Wrack, den Aufprall und die Unfallstelle**

Das Flugzeug setzte ungefähr auf der Höhe des Rollweges G, rund 450 m nach der Pistenschwelle, mit dem Hauptfahrwerk auf der Piste 14 auf. Nach weiteren ca. 1000 m kam der Bug des Flugzeuges mit der Piste in Berührung. Dabei wurden die zwei vorderen Fahrwerkttore des Bugfahrwerks abgerissen. Zumindest an einem Propellerblatt konnte nach dem Unfall die Spur einer Berührung mit einem Fahrwerkstor festgestellt werden. Die beiden Fahrwerkttore zeigten Abrieb an den Innenflächen sowie an den Kanten, die bei geöffneten Fahrwerktores gegen unten stehen und in geschlossenem Zustand gegeneinander zu liegen kommen.

Auf einer Länge von 540 m rutschte das Flugzeug auf dem Bug liegend mit einer leichten Rechtsdrift über die Piste. Dabei konnte Funkenflug beobachtet werden. Verschiedene kleinere Teile im Bereich des Bugfahrwerks, des Bugfahrwerkschachts und des vorderen unteren Rumpfbereichs wurden abgerissen. Leicht rechts der Mittellinie der Piste 14 kam das Flugzeug schliesslich zum Stillstand (vgl. Abbildungen 1 und 5).

An der Piste entstand kein Schaden. Die abgerissenen Teile wurden eingesammelt und die Piste anschliessend maschinell gereinigt.

Für die Bergung des Flugzeuges wurde dessen Nase mit Hilfe eines mobilen Krans angehoben. Danach wurden erste Fotos vom Bugfahrwerk und vom Bugfahrwerkschacht gemacht (vgl. Abbildung 7). Anschliessend wurde die Flugzeugnase auf einen flachen Anhänger gesenkt und fixiert. Auf diese Weise konnte das Flugzeug abtransportiert und in einem Hangar für die weitere Untersuchung bereitgestellt werden (vgl. Kapitel 1.16). Während der gesamten Bergung wurden am Bugfahrwerk weder Veränderungen vorgenommen noch wurde versucht, dieses auszufahren.

1.13 **Medizinische und pathologische Feststellungen**

Nach dem Unfall wurde die Flugbesatzung einem Test auf Alkohol und dem Vorhandensein weiterer körperfremder Substanzen unterzogen. Alle diesbezüglichen Analysen ergaben bei beiden Piloten negative Resultate.

1.14 **Feuer**

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

1.15 **Überlebensaspekte**

Weil die Zelle intakt blieb, kein Feuer ausbrach, das Flugzeug die Piste nicht verliess und die Rettungskräfte bereitstanden, bestand für Besatzung und Passagiere keine unmittelbare Gefahr.

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 daran wurde versucht, das Bugfahrwerk vom Cockpit aus mittels des Handhebels *alternate release handle* des alternativen Ausfahrmechanismus auszufahren. Die Kraft, die auf den Handhebel ausgeübt wurde, wurde sukzessive erhöht und mit einem Gerät zur Kraftmessung (Newtonmeter) gemessen. Als eine Kraft von 543 Newton (entsprechend 55 kg oder 122 lb) am Handhebel erreicht war, fuhr das Bugfahrwerk aus.

Es wurde festgestellt, dass das Abdeckblech, das die zwei Sensoren schützt, die feststellen, ob das Fahrwerk belastet ist (*weight on wheels – WOW*), an der unteren linken und rechten Haltevorrichtung (*lower lugs*) gebrochen war. Dieses Abdeckblech, im Englischen *weight on wheels (WOW) proximity switch cover plate* genannt, wird im Folgenden als *WOW cover plate* bezeichnet. Die *WOW cover plate* wurde um die oberen Befestigungspunkte nach oben gebogen vorgefunden (vgl. Abbildung 6). Fotos, die noch an der Unfallstelle aufgenommen wurden, zeigen, dass die *WOW cover plate* im Mechanismus des Bugfahrwerks eingeklemmt war (vgl. Abbildungen 7 und 8). Es zeigte sich, dass sie sich zwischen Knickstrebe (*drag strut*) und Federbein (*shock strut assembly*) resp. dem am Federbein befestigten Rollscheinwerfer befunden hatte.

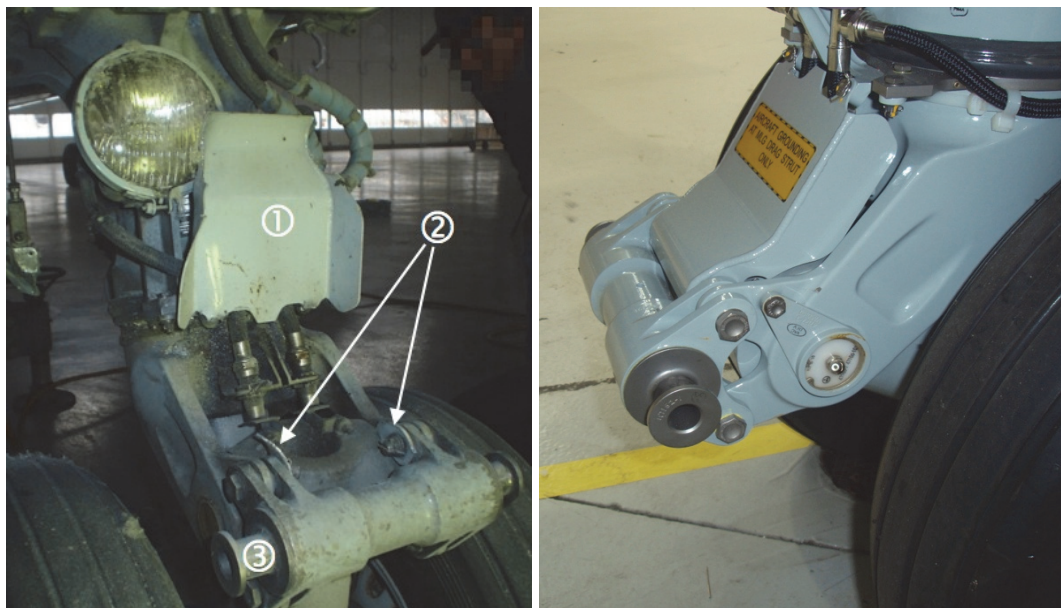


Abbildung 6: Links: *WOW cover plate*, wie sie nach dem Ausfahren des Bugfahrwerks vorgefunden wurde.
 Rechts: *WOW cover plate* im Normalzustand.
 1: *WOW cover plate*
 2: *lower lugs* (abgebrochen)
 3: *tow fitting assembly*



Abbildung 7: Die im Mechanismus des Bugfahrwerks eingeklemmte *WOW cover plate*. Diese Aufnahme wurde noch auf der Unfallstelle aufgenommen.

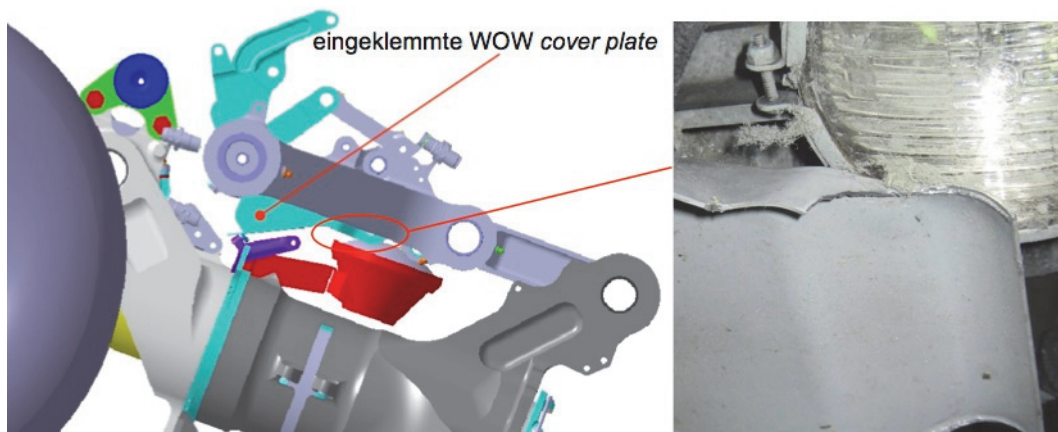


Abbildung 8: Links: Die im Mechanismus des Bugfahrwerks eingeklemmte *WOW cover plate* (Simulationsbild des Fahrwerkherstellers).
Rechts: Sicht auf die nach oben gebogene *WOW cover plate* und den Rollscheiwerfer.

Nachdem die beschädigte *WOW cover plate* entfernt worden war, konnte das Bugfahrwerk mittels des normalen und des alternativen Ausfahrverfahrens problemlos mehrmals ein- und ausgefahren werden. Die nötige Zugkraft für das Ausfahren des Fahrwerks mittels des *alternate release handle* betrug, nach dem Entfernen der beschädigten *WOW cover plate*, 334 Newton (entsprechend 34 kg oder 75 lb).

1.16.2 Untersuchung der WOW cover plate des Bugfahrwerks

Die WOW *cover plate* gibt es als so genannte PMA⁴- und OEM⁵-Bauteile. Bei der beschädigten WOW *cover plate* handelte es sich um ein PMA-Bauteil.

Eine detaillierte metallurgische Analyse der Bruchflächen der beiden gebrochenen unteren Haltevorrichtungen (*lower lugs*) wurde durch die Eidgenössische Materialprüfungs- und Forschungsanstalt (EMPA) durchgeführt und führte zu folgenden Ergebnissen:

- *„Der Grossteil der Bruchflächen wurde durch sekundäre, mechanische Einwirkung zerstört. In den zerstörten Bereichen sind keine fraktographischen Bruchmerkmale mehr zu erkennen. Eine aussagekräftige Beschreibung der Bruchfläche ist somit nicht mehr möglich.“*
- *Kleine, unbeschädigte Bereiche der Bruchflächen an beiden Laschen [lower lugs] zeigen frei erstarrte Oberfläche (charakteristische Oberflächenstruktur welche entsteht, wenn flüssiges Metall erstarrt).*
- *An der rechten Lasche konnte ein kleiner Bereich mit Scherwaben festgestellt werden. Scherwaben sind charakteristisch für einen duktilen Gewaltbruch unter Scherbelastung.*
- *Frei erstarrte Oberfläche in der Bruchfläche durch ein Schweissgut ist ein klares Indiz für Schweissfehler wie Porosität und/oder Heissrisse.*
- *Ein feiner, zweiter (Neben-) Riss wurde unterhalb der Bruchfläche der linken Lasche beobachtet.*
- *Dieser Nebenriss wurde mechanisch geöffnet, fraktographisch untersucht und mit dem Hauptriss verglichen. Die freigelegte Bruchfläche zeigt eine Mischung aus frei erstarrter Oberfläche, Ermüdungsriss und Labor-Gewaltbruch (letzterer entstand beim Aufbrechen im Labor).“*

1.16.3 Untersuchung von weiteren WOW cover plate

Zu Vergleichszwecken wurden der EMPA fünf weitere WOW *cover plates* zur Verfügung gestellt. Die WOW *cover plates* stammten von DHC-8-402-Flugzeugen der Croatia Airlines und wurden allesamt aufgrund von gebrochenen oberen Haltevorrichtungen ausgemustert. Die unteren Haltevorrichtungen waren äusserlich gesehen intakt.

Eine Röntgenanalyse der beiden unteren Haltevorrichtungen dieser WOW *cover plates* lieferte die folgenden Resultate:

- *„Alle fünf untersuchten Cover Plates zeigen ein gewisses Mass an detektierbaren Schweissfehlern.“*
- *Die Cover Plate, welche von A/C [aircraft] 9A-CQE entfernt wurde, zeigt die grössten Fehlstellen.“*

Die WOW *cover plate* des Flugzeuges 9A-CQE war als einzige von den fünf WOW *cover plates* ein PMA-Bauteil, wie auch die WOW *cover plate* des Unfallflugzeuges 9A-CQC. Diese WOW *cover plate* wurde daher einer vertieften Untersuchung unter Zerstörung der Schweissnaht der beiden unteren Haltevorrichtungen unterzogen. Dabei wurden die folgenden Feststellungen gemacht:

⁴ PMA: *parts manufacturer approval*. Ein PMA-Bauteil ist ein (Ersatz-)Bauteil, das nicht vom Hersteller oder von einem seiner Zulieferer selbst, sondern von einem zertifizierten Drittanbieter hergestellt wird.

⁵ OEM: *original equipment manufacturer*. Ein OEM-Bauteil ist ein Original-Bauteil, das vom Flugzeughersteller selbst oder von einem seiner Zulieferer hergestellt wird.

- „Der grösste Teil der aufgebrochenen Schweissnaht zeigt frei erstarrte Oberfläche, vergleichbar mit den Beobachtungen am Schadensteil 9A-CQC. Dies deckt sich auch mit den Ergebnissen der Röntgenaufnahmen.
- Die restliche Bruchfläche zeigt mehrere Ermüdungsbruch-Ausgänge, ausgehend von den Schweissfehlern als auch von der Oberfläche. Die einzelnen Anrisse laufen dann zu zwei Hauptrissen zusammen, welche aufeinander zulaufen (zweiseitige Biegung).
- Den kleinsten Bruchbereich stellt der Laborbruch dar, welcher beim Aufbrechen des Segmentes entstand.
- Die Anzeigen der Röntgenuntersuchung konnten als Schweissfehler identifiziert werden.
- Die Ausbreitung der Ermüdungsrisse [...] wurde im Bereich des Querschliffes vom Schweissgut in die Wärmeeinflusszone / Grundmaterial abgelenkt.“

Die EMPA zog aus der Untersuchung der WOW cover plate des Unfallflugzeuges sowie der fünf weiteren WOW cover plates die folgenden Schlüsse:

- „Während die primäre Bruchfläche des Schadensteils mehrheitlich zerstört ist, zeigt der geöffnete Nebenriss typische Ermüdungsrisse, ausgehend von Schweissfehlern.
- Verglichen mit der Cover Plate von 9A-CQE, welche ein mehrheitlich vergleichbares Schadensbild in einem früheren Zustand zeigt, muss davon ausgegangen werden, dass der Schaden am Unfall-Teil durch Schweissfehler initiiert wurde.
- Die Röntgenuntersuchung der Vergleichsteile deutet darauf, dass die PMA-Teile signifikantere Schweissfehler aufweisen als die OEM-Teile. Diese Beobachtung ist aber statistisch nicht relevant (Ein PMA-Bauteil verglichen mit 4 OEM-Bauteilen [...]).
- Da bei allen untersuchten Bauteilen ein gewisses Mass an Fehlstellen beobachtet wurde, stellt sich die Frage nach den Inspektions- und Prüfkriterien für diese Bauteile.
- Bei den meisten Fehlstellen handelt es sich um interne Defekte, welche nur mittels einer Röntgenuntersuchung festgestellt werden können.“

Abschliessend hielt die EMPA in ihrem Untersuchungsbericht fest:

- „Die Schadensursache der NLG Cover Plate liegt bei der Herstellung (Schweissprozess). Die Montageposition der Cover Plate führt zu einer zyklischen Belastung, bedingt durch die Luftströmung. Daher wird eine gewisse Bauteilfestigkeit/Qualität benötigt, um solche Schadensfälle zu verhindern.
- Wir empfehlen daher dringend, den Fertigungs- und Inspektionsprozess sowie die im Betrieb befindlichen Bauteile zu überprüfen.
- Das „Referenzteil“ von 9A-CQE zeigt bereits stabile (Ermüdungs-) Rissausbreitung in einer gewissen Ausdehnung.
- Es muss mit weiteren Schadensfällen gerechnet werden, falls keine korrektiven Massnahmen ergriffen werden bzw. bereits eingeleitet wurden.“

Auf Grund der grossen Anzahl gebrochener WOW cover plates auf der Q400-Flotte des Flugbetriebsunternehmens schien es für die Untersuchung angezeigt, die Häufigkeit der Wechsel von WOW cover plates näher zu untersuchen.

1.16.4 Auswechseln von WOW cover plates im Flugbetriebsunternehmen

Im Rahmen der Untersuchung wurden die in der Q400-Flotte des Flugbetriebsunternehmens vorgenommenen Wechsel von beschädigten WOW *cover plates* erhoben. Alle Vorkommnisse waren in den entsprechenden Unterlagen der Wartung festgehalten worden.

Die folgende Tabelle 1 zeigt das Auswechseln von WOW *cover plates* in der Zeit vom 24. November 2009 bis zum Unfalltag. In 3 Fällen wurde der Grund für den Wechsel mit „*found damaged*“ und in den restlichen 12 Fällen mit „*found broken*“ angegeben.

Flugzeug	Anzahl Flugzyklen bis zum Wechsel der WOW <i>cover plate</i> ; in Klammern jeweils die Angabe, ob es sich um ein PMA- oder OEM-Bauteil handelte.	*1)
9A-CQA	4040 (OEM) / 5254 (OEM)	4647
9A-CQB	3842 (OEM) / 7039 (OEM)	5440
9A-CQC	3692 (OEM) / 4148 (OEM) / 387 (OEM) / 448 (OEM) / 781 (OEM) / 186 (PMA) / 66 (OEM) / 593 (OEM) / 272 (PMA)	1175
9A-CQD	7866 (OEM)	7866
9A-CQE	6570 (OEM)	6570
9A-CQF	keine	

Tabelle 1: *1) Durchschnittliche Anzahl Flugzyklen bis zum Wechsel der WOW *cover plate*. Am vom Unfall betroffenen Flugzeug 9A-CQC wurde am 20. August 2013 nach 593 Zyklen die WOW *cover plate* letztmals vor dem Unfall gewechselt. Zum Zeitpunkt des Unfalls hatte die WOW *cover plate* 272 Flugzyklen akkumuliert.

Bei einer auf Grund des Unfalls durchgeführten Inspektion zwischen dem 1. und 3. Oktober 2013 wurden bei allen andern Q400-Flugzeugen des Flugbetriebsunternehmens die WOW *cover plates* mit der Begründung „*found broken*“ gewechselt.

Die folgende Tabelle 2 zeigt das Auswechseln von WOW *cover plates* in der Zeit vom Unfall bis zum 23. März 2015. In 2 Fällen wurde der Grund für den Wechsel mit „*found damaged*“, in 3 Fällen mit „*cracked*“ und in den restlichen 15 Fällen mit „*found broken*“ angegeben.

Flugzeug	Anzahl Flugzyklen bis zum Wechsel der WOW <i>cover plate</i> ; in Klammern jeweils die Angabe, ob es sich um ein PMA- oder OEM-Bauteil handelte.	*1)
9A-CQA	3831 (OEM) / 2118 (PMA)	2974
9A-CQB	2256 (OEM) / 2303 (PMA) / 686 (OEM) / 500 (OEM)	1436
9A-CQC	677 (OEM) / 2173 (OEM) / 334 (OEM)	1061
9A-CQD	3096 (OEM) / 1802 (PMA) / 713 (OEM)	1870
9A-CQE	2051 (PMA) / 2114 (PMA) / 1404 (OEM)	1856
9A-CQF	8782 (OEM) / 2415 (PMA) / 219 (OEM) / 210 (OEM) / 691(OEM)	2463

Tabelle 2: *1) Durchschnittliche Anzahl Flugzyklen bis zum Wechsel der WOW *cover plate*

1.17 Angaben zu verschiedenen Organisationen und deren Führung

1.17.1 Flugbetriebsunternehmen

1.17.1.1 Allgemeines

Das Flugbetriebsunternehmen Croatia Airlines ging im Jahre 1990 aus der ehemaligen Zagreb Airlines hervor und unternahm im Jahre 1991 mit einer McDonnell Douglas MD-82 erstmals Transporte mit Passagieren. Nach einem kurzen Unterbruch nahm das Flugbetriebsunternehmen im Jahre 1992 mit drei Boeing-737-Flugzeugen den internationalen Flugbetrieb auf und wurde Mitglied der IATA (*International Air Transport Association*).

Das Flugbetriebsunternehmen war seither kontinuierlich gewachsen, transportierte im Jahr 2012 knapp zwei Millionen Passagiere und betrieb zum Zeitpunkt des Unfalls eine Flotte von zwei Airbus A320, vier Airbus A319 und sechs Bombardier Dash-8 Q400, darunter die vom Unfall betroffene 9A-CQC.

1.17.1.2 Verfahrensvorgaben für die Besatzungen

1.17.1.2.1 Allgemeines

Die Verfahrensvorgaben zum Betrieb der Flugzeuge sind in den entsprechenden Handbüchern festgelegt. Die generellen Verfahrensvorgaben finden sich im Betriebshandbuch (*operations manual – OM*) A des Flugbetriebsunternehmens. Die flugzeugspezifischen Verfahrensvorgaben finden sich im OM B, das im vorliegenden Fall dem Betriebshandbuch des Flugzeugherstellers (*aeroplane operating manual – AOM*) entspricht, wobei das Flugbetriebsunternehmen in diesem AOM auch eigene Verfahren publiziert hat. Diese sind gekennzeichnet, indem diese Blätter nicht weiss, sondern türkisfarbig publiziert sind.

Im Weiteren verfügen die Besatzungen über Prüflisten für normale, abnormale und Notsituationen, die im so genannten *quick reference handbook* (QRH) zusammengefasst sind. Dieses dient den auf dem Flugzeug ausgebildeten Piloten zur Durchführung der verlangten Verfahrensabläufe. Die analogen Verfahrensabläufe finden sich auch im AOM, sie sind dort jedoch mit noch mehr Detailinformationen aufgeführt.

Für die Kabinenbesatzungen hat das Flugbetriebsunternehmen zusätzlich ein eigenes *cabin safety procedures manual* (CSPM) publiziert, das als Grundlage gilt und auf den entsprechenden OM A, B und D basiert.

1.17.1.2.2 Generelle Verfahrensvorgaben

Bezüglich der Kompetenzen, Pflichten und Aufgaben ist im OM A im Kapitel 01.04 unter anderem Folgendes festgehalten:

„The Commander has the authority and responsibility to declare an emergency situation, whenever deemed necessary.

(...)

In emergency situations, the Commander is authorised to follow any course of action deemed necessary in the interests of safety. He may, in such situations, deviate from prescribed methods, procedures or minima to the extent required by considerations of safety.”

1.17.1.2.3 Verfahrensvorgaben für die Flugbesatzung in abnormalen Situationen

Im Kapitel 08.03.15 H *emergency procedures* des OM A sind die wichtigsten Punkte zusammengefasst, die Notsituationen betreffen. Dabei wird auch auf das

„Croatia airlines cabin safety procedures manual“ (CSPM) verwiesen (vgl. Kapitel 1.17.1.2.4).

Für eine *controlled disembarkation*, wie sie durch die Besatzung der CTN 464 ausgeführt wurde, steht unter H3 Folgendes (Hervorhebungen im Original):

„There may be incidents after which PAX [passengers] have to leave the A/C immediately as a precaution (e.g. obvious bomb alert, annoying smell / smoke in the cabin). Such a case should be described as a controlled disembarkation, even if slides⁶ are used in lack of PAX stairs (jet bridge). It should be taken in consideration to deploy only a minimum number of slides in order to continue the flight.

*The Commander will inform the PAX about the individual situation and nominates the exits to be used. **Controlled disembarkation is not a time critical situation.***

The purser will inform the PAX about manner how to perform controlled disembarkation. The PAX have to be informed if hand luggage shall remain on board or shoes shall be taken off.

Controlled disembarkation via stairs (jet bridge):

- PAX can take all hand luggage along
- shoes on

Controlled disembarkation via slides:

- no hand luggage
- no shoes
- sit down and slide (do not jump into slide)

The command to initiate disembarkation as mentioned above should be:

“Controlled disembarkation using exit(s) – by slides / stairs!”

Procedures:

1. *all C/A [cabin attendants] should stand near their assigned exits and command PAX, as necessary. For example:
“Use forward door”
“Use forward and AFT door”
“Come this way”*
2. *be prepared to arm and open all usable exits, if necessary*
3. *when assessing conditions, be alert to any ground equipment that could present a hazard to the evacuating of PAX*
4. *do not leave disarmed doors unattended while PAX are disembarking”*

Für eine „*evacuation after emergency landing*“ ist unter H4 unter anderem Folgendes festgehalten: „*The evacuation has to be considered as a most risky procedure and therefore should be carried out only if definitely necessary.*“

Die Zusammenarbeit im Cockpit in abnormalen und Notsituationen ist im AOM des Flugbetriebsunternehmens im Kapitel 3, unter Punkt 3.0.1.2 *crew co-ordination during emergencies* unter anderem wie folgt festgelegt:

„In the event of an abnormal situation, the primary objective of the flight crew is to control the aeroplane. The crew will assess the problem, when vertical and lateral flight path control is established and ground contact is no longer a threat aircraft is generally above 400 ft AGL or above. Once the nature of the problem has been established, the PF will call for the appropriate check list if applicable. For check list with memory items and when the memory items are complete, the PNF will read appropriate emergency checklist (including memory items). The PNF actions

⁶ Die DHC-8-402 ist nicht mit Notrutschen (*slides*) ausgerüstet.

the checklist items using the „read and do” method. After take-off or during go-around do not forget to select landing gear up.

Note: The PIC may consider leaving the landing gear extended, if performance permits, in cases of hydraulic, engine fire or in cases of structural damage.

Task Sharing

Whenever the situation and A/C status permits, the PF and PNF should initially remain with their designated duties.”

Bezüglich Kommunikation in einem solchen Fall steht unter Punkt 3.0.1.3 *communication flight deck and cabin crew* unter anderem Folgendes:

„The CM-1 [Kommandant] will normally handle all communications with the cabin crew.

For normal communication use the CALL button to contact the cabin crew. The Senior Cabin Crew Member will come to the flight deck or respond on the interphone.

During emergency situations, standardized communication between the Pilots and the Cabin Crew Member(s) is essential. The following is a list of the standard communications to be used during emergency operations.

Table 1: Pilot/Cabin Crew Communications

Action required	Signal
Notify cabin crew of an emergency	PA: „ PURSER TO THE COCKPIT, PLEASE ” Alternate: Emergency Lights ON
(...)	(...)
Passengers to brace prior to an emergency landing (This call should be made approximately 30 sec. prior to landing.)	PA: „ SAFETY POSITION ” Alternate: More than 3 chimes.
(...)	(...)”

Im Weiteren ist das alternative Verfahren zum Ausfahren des Fahrwerks mittels des Handhebels *alternate release handle* im *quick reference handbook* (QRH) (vgl. Anlage 3) und im *aeroplane operating manual* (AOM) (vgl. Anlage 4) publiziert.

1.17.1.2.4 Verfahrensvorgaben für die Kabinenbesatzung in abnormalen Situationen

Für die Kabinenbesatzung ist im CSPM im Kapitel 4.3.3 für eine *controlled disembarkation* der identische Text wie für die Flugbesatzung festgehalten. Zusätzlich steht unter Kapitel 4.4 *crew co-ordination* Folgendes:

„CABIN PREPARATION PROCEDURE

Upon the call „**Purser to the cockpit!**” the purser shall enter the cockpit immediately.

The Commander shall inform the purser about:

1. kind of emergency, kind and risk of the landing
2. time available for the cabin preparation
3. possible reseating of the PAX (danger areas; A/C trim)
4. The purser shall inform C/As about the situation.

The command to cabin crew and PAX to take the safety position is:

„Safety position, safety position!”

and is given from the cockpit via PA system 30 seconds before touch down.”

Wie diese *safety position* für die einzelnen Personengruppen, wie z. B. für grosse, kleine, ältere und jüngere Passagiere, Kinder und schwangere Frauen aussieht,

respektive durch die Kabinenbesatzung instruiert werden muss, ist im CSPM im Kapitel 4.8 *safety positions* detailliert beschrieben.

Bezüglich Versetzen der Passagiere (siehe Punkt 3 oben im *cabin preparation procedure*) ist im CSPM im Kapitel 2.C.15 *mass, balance and re-seating of passengers* unter Punkt 5. *Re-seating of passengers and cabin zones* für das Flugzeugmuster Dash-8 Folgendes festgehalten:

- a) *On Commander's request, it might be necessary to re-seat passengers along the aircraft cabin, both in normal and in emergency situations.*
- b) *Table shows zones in CTN aircraft:*

AIRCRAFT	CABIN ZONES (SEAT ROWS)				
	0A	0B	0C	0D	0E
DASH8	1-4	5-8	9-12	14-17	18-21

Gemäss Aussage der Kabinenbesatzung wurden im Hinblick auf die bevorstehende Landung geeignete Passagiere ausgewählt und ihnen wurden entsprechende Sitzpositionen zugewiesen, um im Falle einer allfälligen Evakuierung zu helfen. Das CSPM hält dazu unter anderem im Kapitel 4.7 *Assistance of Pre-selected Persons (PSPs)* Folgendes fest:

„PSPs are the passengers who will assist in the evacuation. They are expected to act predictably (crew members travelling as passengers, military personnel, someone who is physically and mentally able).

They must be willing to help and prepared to undertake this responsibility and receive a verbal acknowledgement.

There are two main types of PSPs:

Type 1: those who are seated next to an emergency exit and who will be briefed by CA on how best to assist in an evacuation

Type 2: those selected to help other PAX needing assistance during an evacuation (disabled PAX, PRM, UM, mothers with small children, elderly PAX, etc.)

PSPs must be positioned at all emergency exits (3 or 2 per exits) and briefed accordingly. One PSP will be briefed on operating the exit. Other PSPs will be briefed to block the PAX until the exit is usable and afterwards help them by the exit.”

Im Kapitel 10.4.3 *pre-selected passengers (PSP) recruitment principles* des CSPM wird dazu für das Flugzeugmuster DHC-8 Q400 noch Folgendes festgehalten:

„Ask two able bodied passengers per exit to take place in the nearest seat rows (if somebody declines this request, do not insist and choose another one). Inform these PSPs how to open the exits and how to help during the evacuation.”

1.17.1.2.5 Flugzeugspezifische Verfahrensvorgaben

Wie im Kapitel 1.17.1.2.1 erwähnt, finden sich die flugzeugspezifischen Verfahren im OM B, das dem AOM des Flugzeugherstellers entspricht und durch das Flugbetriebsunternehmen mit zusätzlichen, türkisfarbenen Seiten ergänzt wurde. In der Folge werden nur diejenigen Verfahren beschrieben, die für die Besatzung im vorliegend untersuchten Unfall von Bedeutung waren.

Im Kapitel 3.1.11 *„Landing gear“* des OM B wird beschrieben, dass das alternative Verfahren zum Ausfahren des Fahrwerks dann anzuwenden ist, wenn beim Ein- oder Ausfahren des Fahrwerks eine Störung aufgetreten ist (vgl. Anlage 4). Das gleiche Verfahren findet sich auch in der entsprechenden Prüfliste im *quick reference handbook (QRH)*, das die Besatzung in normalen, abnormalen und Notsituationen benutzt (vgl. Kapitel 1.17.1.2.1 und Anlage 3).

Im Kapitel 3.0 „*Abnormal and emergency procedures*“ des OM B werden im Kapitel 3.1.5 „*Emergency landing/ditching, forced landing, emergency evacuation*“ die einzelnen Verfahren beschrieben. Dabei wird zwischen eingefahrenem Fahrwerk (*gear retracted*) und ausgefahrenem Fahrwerk (*gear extended*) unterschieden. Ein nur teilweise ausgefahrenes Fahrwerk (*partial gear extended*) wird dabei nicht angesprochen.

Im Kapitel 3.4.4 „*Safety of Flight Supplement, Abnormal and Emergency Checklists*“ des OM B hat das Flugbetriebsunternehmen zusätzliche Verfahren publiziert, die nicht im QRH zu finden sind. Im Kapitel 3.4.4.5 „*Landing Gear Failures*“ werden Hinweise gegeben, wie zu verfahren ist, wenn eine Landung ausgeführt werden muss, die zu einer Notsituation führen kann. Im Weiteren wird festgehalten, dass bei einem Fehler während des Aus- oder Einfahrens des Fahrwerks zum Ausfahren des Fahrwerks das alternative Verfahren angewendet werden muss. Ein normales *cycling* wird weder empfohlen noch gebilligt:

„Cycling the landing gear as an intermediate step to achieve an all gear down and locked indication is not approved or recommended.

As the root cause of the landing gear anomaly is unlikely to be known, cycling the landing gear may create a more difficult landing gear configuration for the flight crew to manage.”

Führt das alternative Verfahren nicht zum Erfolg, sind mögliche Fahrwerkkonfigurationen mit den entsprechenden Verfahren für die Landung festgehalten. Für die im vorliegend untersuchten Unfall bestehende Ausgangslage „*Nose Gear – UP; Main Gear – DOWN and LOCKED*“ hat das Flugbetriebsunternehmen ein Verfahren publiziert (vgl. Anlage 5), das identisch ist mit demjenigen, das der Flugzeughersteller in seinem *flight operation service letter* (FOSL) vom 21. April 2011 publiziert hat (vgl. Kapitel 1.17.2 und Anlage 6).

Der Kommandant verlangte weiter die Abarbeitung der Prüfliste für eine Notlandung (*emergency landing*). Das Verfahren ist im AOM im Kapitel 3.1.5.1 und im QRH entsprechend publiziert (vgl. Anlage 7).

1.17.2 Flugzeughersteller

Bezüglich Problemen beim Ein- und Ausfahren des Fahrwerks publizierte der Flugzeughersteller Bombardier an alle Flugzeughalter einen *flight operation service letter* (FOSL; DH8-400-SL-32-031A vom 21. April 2011) mit folgender Absicht:

„The following FOSL was created to remind Flight Crew of the appropriate procedures for operating the landing gear utilizing the normal or alternate extension systems. Responding to Operator's requests, this FOSL is intended to provide possible considerations for Flight Crew if confronted with an abnormal landing gear configuration, which cannot be rectified with the existing Aircraft Flight Manual (AFM) procedures established within the scope of certification requirements.”

Unter anderem ist im FOSL bezüglich „*Normal Extension / Retraction*“ Folgendes festgehalten:

„[...] 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 steht im FOSL einleitend Folgendes:

„For all Dash 8 Series, unless covered by a specific procedure in the AFM, following a landing gear retraction or extension malfunction, the landing gear must be extended using the Alternate Landing Gear Extension procedure [...].”

Cycling the landing gear as an intermediate step to achieve an all gear down and locked indication is not approved or recommended. As the root cause of the landing gear anomaly is unlikely to be known, cycling the landing gear may create a more difficult landing gear configuration for the flight crew to manage.

The Alternate Extension procedure was created to provide a backup means of extending the landing gear based on a standard set of common mode failures required for certification. Multiple system failures, compounding failures, structural failures and/or the introduction of foreign objects are not part of, nor required for showing certification compliance."

Bezüglich des Verfahrens selbst steht im FOSL weiter:

„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.*

[...]"

Zum spezifischen Fall, wie er im Flug CTN 464 auftrat, steht unter anderem Folgendes:

„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."

Für beide Entscheidungen wird der Besatzung im FOSL ein entsprechendes Verfahren präsentiert (vgl. Anlage 6).

1.17.3 Flugverkehrsleitung

Als sich das Flugzeug nach der Deklaration einer Notlage durch die Besatzung im *intermediate approach* befand, entschied die Flugverkehrsleitung, keine Flugzeuge mehr starten und landen zu lassen. Dies im Hinblick darauf, die Lage zu beruhigen und keinen zweiten, gleichzeitigen Notfall zu riskieren. Um 18:03 UTC wurde die Freigabe für die letzte Landung auf Piste 14, um 18:10 UTC die Freigabe für den letzten Start ab Piste 28 vor dem Unfall erteilt.

Ab 18:23 UTC, als die Feuerwehr gemeldet hatte, weiterhin einsatzbereit zu sein, liess die Flugverkehrsleitung wieder Flugzeuge ab der Piste 28 starten. Um 18:29 UTC wurde die Freigabe für die erste Landung auf Piste 16 nach dem Unfall erteilt. Die Piste 14 blieb bis Betriebsschluss für die Räumungs- und Bergungsarbeiten gesperrt.

Wegen des Waldes entlang der Piste 14 hatte die Flugsicherung vom Kontrollturm aus nur eingeschränkten Sichtkontakt zur Unfallstelle. Sie musste das Geschehen deshalb zusätzlich über zwei Kamerabildschirme verfolgen. Eine später im Jahr 2013 durchgeführte Rodung verbesserte die Sicht auf die Piste 14.

1.18 Zusätzliche Angaben

1.18.1 Bekannte Probleme mit Bugfahrwerken des Baumusters DHC-8

Landungen mit nicht ausgefahrenem Bugfahrwerk sind mehrfach aktenkundig. Bei einem Unfall mit einem Flugzeug der Baureihe Q400 im Jahr 2007 wurde eine abgebrochene und anschliessend zwischen dem unteren Teil der Knickstrebe und den Hydraulikleitungen der Bugfahrwerksteuerung verklemmte Schraubenfeder aus dem Betätigungsmechanismus der Fahrwerksture als Ursache ermittelt (vgl. Untersuchungsbericht 1X001-0/07 der Deutschen BFU vom November 2008). Es sind keine Zwischenfälle bekannt, bei denen eine eingeklemmte *WOW cover plate* eine Rolle spielte.

1.18.2 Bekannte Probleme mit *WOW cover plate*

Die *WOW cover plate* ist gemäss Fahrwerkhersteller bekannt für die Bildung von Rissen in der Nähe ihrer Befestigungen. Wie der Hersteller mitteilte, werden typischerweise nach einigen tausend Flugzyklen Risse an einer oder beiden der oberen Befestigungen beobachtet. Nach einer Reparatur der *WOW cover plate* in diesem Bereich durch ein zusätzlich aufgenietetes Blech (*doubler*) bilden sich normalerweise nach einigen weiteren tausend Zyklen Risse an den unteren Befestigungen; in diesem Fall muss die *WOW cover plate* in Ermangelung eines entsprechenden Reparaturverfahrens ersetzt werden. In mindestens einem Fall kam es zum gleichzeitigen Bruch einer oberen und einer unteren Befestigung. Der Hersteller betont, dass sich diese Informationen nur auf OEM-Bauteile beziehen.

Die *WOW cover plate* ist unmittelbar über der Stelle für die Befestigung der *tow bar* montiert. Eine wiederholte Einwirkung auf die *WOW cover plate* durch die *tow bar* bei deren Befestigung am Flugzeug ist daher leicht möglich. Entsprechende Spuren wurden im täglichen Betrieb gefunden und auch vom Hersteller bestätigt.

1.18.3 Gründe für Rissbildung an *WOW cover plates*

Nach dem Unfall führte der Flugzeughersteller zusammen mit dem Fahrwerkhersteller eine Untersuchung durch, um die Gründe für die bekannte Rissbildung an den *WOW cover plates* zu eruieren.

Die *WOW cover plate* ist über die unteren Haltevorrichtungen (*lower lugs*) am inneren Zylinder (*inner cylinder*) des Bugfahrwerks befestigt, während die oberen Haltevorrichtungen (*tabs*) am sogenannten *thrust collar* befestigt sind, der zwischen dem äusseren und dem inneren Zylinder liegt (vgl. Abbildung 9). Der äussere Zylinder (*outer cylinder*) ist fix, während der innere Zylinder gegenüber diesem drehbar ist, um die Bugradsteuerung zu ermöglichen.

In der Untersuchung wurde nachgewiesen, dass bei Betätigen der Bugradsteuerung der *thrust collar*, der eigentlich ohne Spiel mit dem inneren Zylinder mitgeführt werden sollte, aufgrund von Reibung zum äusseren Zylinder sowie aufgrund von Auslegung und Fertigungstoleranzen der Bauteile eine Verdrehung (*residual rotation*) von bis zu rund 3° gegenüber dem inneren Zylinder aufweisen kann. Diese Verdrehung führt aufgrund der Art der Befestigung zu einer lateralen Krafteinwirkung auf die *WOW cover plate*.

Obwohl die *WOW cover plate* per Design an den unteren Haltevorrichtungen nicht vollständig fest mit dem inneren Zylinder verbunden ist und eine gewisse laterale Freiheit aufweist, reicht das vorhandene Spiel nicht aus, um die Verdrehung vollständig aufzufangen. Die *WOW cover plate* kann daher mit in unmittelbarer Nähe liegenden Teilen des Fahrwerks in Berührung kommen. Dies führt zu mechanischen Belastungen im Bereich der unteren und oberen Haltevorrichtungen der *WOW cover plate*.

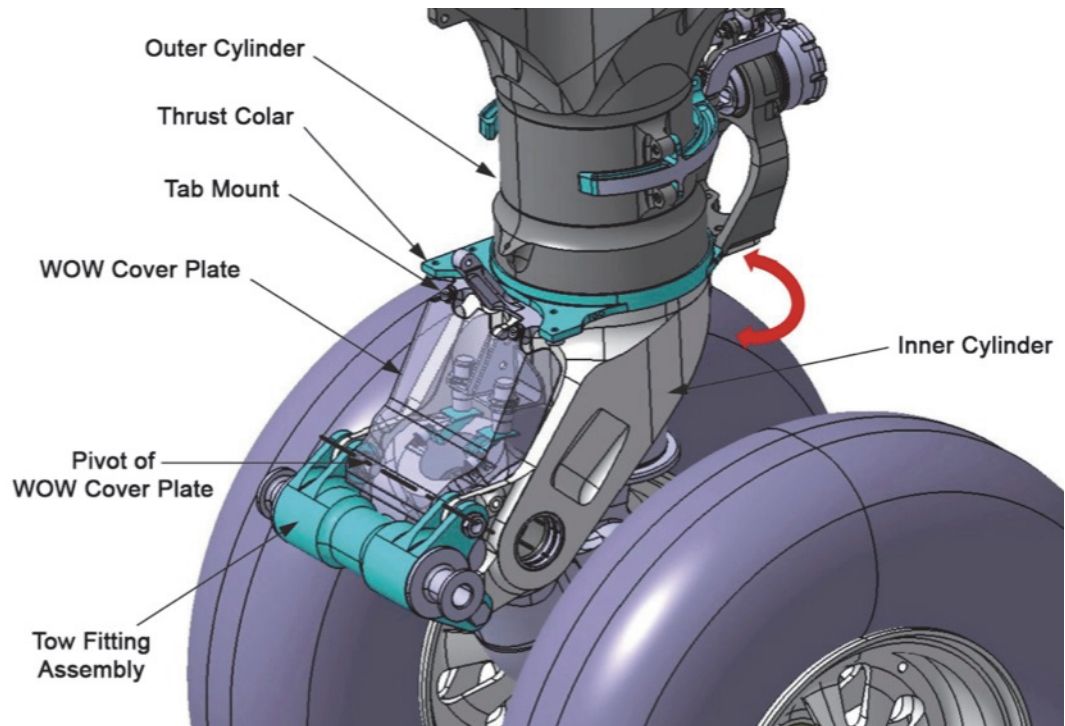


Abbildung 9: Befestigung der WOW cover plate.
(Abbildung des Herstellers, adaptiert durch die SUST)

Mittels einer Computersimulation konnte in der Untersuchung nachgewiesen werden, dass die Belastungen an den oberen Haltevorrichtungen in der Regel grösser sind als diejenigen an den unteren. Auch lagen die so ermittelten Belastungskonzentrationen dort, wo die WOW cover plates im Betrieb tatsächlich brachen. Bei den unteren Haltevorrichtungen lagen diese im Bereich des Übergangs von den seitlichen Laschen zur Oberseite, also im Bereich der Schweissnähte (vgl. Abbildung 10).

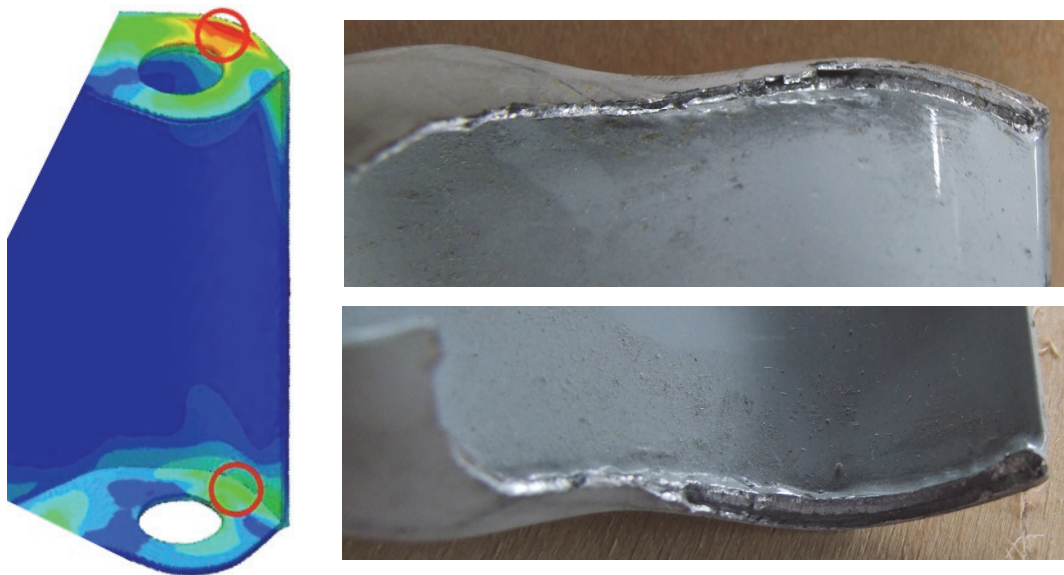


Abbildung 10: Links: Blick von unten an die WOW cover plate in einer Simulation. Die roten Kreise zeigen die simulierte Belastungskonzentrationen im Bereich der unteren Haltevorrichtungen (Abbildung des Herstellers, adaptiert durch die SUST). Rechts: WOW cover plate der 9A-CQC nach dem Unfall. Die beiden unteren Haltevorrichtungen sind an den Schweißnähten gebrochen.

1.19 Nützliche oder effektive Untersuchungstechniken

Keine

2 Analyse

2.1 Technische Aspekte

2.1.1 Ausfahren des Bugfahrwerks

Die Besatzung konnte das Bugfahrwerk trotz wiederholter Versuche weder mit dem normalen noch mit dem alternativen Verfahren ausfahren. Die Prüfliste für das alternative Verfahren (vgl. Anlage 3) hält explizit fest, dass die aufzubringende Kraft am *release handle* bis zu 41 kg (entsprechend 90 lb oder rund 400 N) betragen kann. Im *flight operation service letter* (FOSL), den die Besatzung ebenfalls konsultierte, wird festgehalten, dass diese Kraft sogar überschritten werden kann und dass die benötigten Kräfte in der Luft wahrscheinlich grösser sind als am Boden oder in einem Simulator. Angesichts dieser Hinweise ist davon auszugehen, dass die Besatzung mit der maximal von ihr aufbringbaren Kraft versuchte, das Bugfahrwerk auszufahren. Da keine Hinweise vorliegen, dass die Besatzung beim Anwenden der Verfahren Fehlmanipulationen begangen hätte, kann geschlossen werden, dass sich das Bugfahrwerk aufgrund eines technischen Defekts nicht ausfahren liess.

Am Boden, nach erfolgter Landung mit eingefahrenem Bugfahrwerk, liess sich das Bugfahrwerk mittels des alternativen Verfahrens bei einem Kraftaufwand von 543 N (entsprechend 55 kg oder 122 lb) am *release handle* ausfahren. Dies liegt deutlich über der oben erwähnten maximalen Kraft von 41 kg gemäss Prüfliste. Nachdem die beschädigte *WOW cover plate* entdeckt und entfernt worden war, liess sich das Bugfahrwerk mittels des alternativen Verfahrens bei einem Kraftaufwand von 334 N (entsprechend 34 kg oder 75 lb) am *release handle* ausfahren. Auch das Ein- und Ausfahren mittels des normalen Verfahrens funktionierte problemlos. Diese Feststellungen lassen den Schluss zu, dass am Boden, nach erfolgter Landung, die eingeklemmte *WOW cover plate* das Ausfahren des Bugfahrwerks insofern behinderte, als dass der erforderliche Kraftaufwand am *release handle* gegenüber dem Normalzustand deutlich erhöht wurde.

Wird nun berücksichtigt, dass gemäss FOSL die erforderlichen Kräfte in der Luft wahrscheinlich grösser sind als am Boden, so erscheint es plausibel, dass die zum Ausfahren des Bugfahrwerks erforderliche Kraft während des Fluges bedingt durch die eingeklemmte *WOW cover plate* so gross war, dass sie weder von der Hydraulik unter Anwendung des normalen Verfahrens noch von der Besatzung unter Anwendung des alternativen Verfahrens aufgebracht werden konnte. Dazu kommt, dass die Situation am Boden nach der erfolgten Landung mit eingefahrenem Bugfahrwerk durch die Beschädigungen im Bereich des Bugfahrwerkschachts möglicherweise nicht mehr identisch zu derjenigen in der Luft war und Vergleiche daher nur bedingt aussagekräftig sind.

Die Konstruktion des Fahrwerks erfordert im Laufe der Fahrwerksentriegelung zur Totpunktüberwindung eine rund 0.4 Millimeter grosse Abwärtsbewegung der *drag strut*. Lässt sich diese kleine Bewegung z. B. wegen einer mechanischen Blockierung nicht ausführen, lässt sich das Fahrwerk nicht ausfahren. Im vorliegenden Fall stellte die eingeklemmte *WOW cover plate* diese mechanische Blockierung dar.

Die im Bugfahrwerkmechanismus eingeklemmte *WOW cover plate* verhinderte somit das Entriegeln und Ausfahren des Bugfahrwerks während des Fluges.

2.1.2 Versagen der *WOW cover plate*

Die Untersuchung der *WOW cover plate* und fünf weiterer *WOW cover plate*, die aufgrund eines Bruchs der oberen Haltevorrichtung ausgemustert worden waren,

durch die EMPA zeigte, dass Mängel an den Schweissnähten im Bereich der unteren Haltevorrichtungen vorhanden waren. Diese Mängel waren während der Herstellung der *WOW cover plates* entstanden und begünstigten die Bildung von Ermüdungsrissen, die im vorliegenden Fall schliesslich zum Bruch der unteren Haltevorrichtungen führten.

Rissbildungen an der *WOW cover plate* im Bereich der oberen Befestigungen, aber auch der unteren Befestigungen, waren seit längerer Zeit bekannt. Inwieweit dabei Beschädigungen der *WOW cover plate* durch Kontakt mit einer *tow bar* Einfluss hatten, kann nicht abschliessend beurteilt werden.

Die Untersuchung des Flugzeugherstellers zusammen mit dem Fahrwerkhersteller zeigte, dass die Verdrehung des *thrust collar* gegenüber dem inneren Zylinder bei Betätigen der Bugradsteuerung aufgrund der Art der Befestigung der *WOW cover plate* zu einer lateralen Krafteinwirkung auf die *WOW cover plate* führen kann. Diese laterale Krafteinwirkung führt zu einer mechanischen Belastung im Bereich der oberen und unteren Haltevorrichtungen der *WOW cover plate*.

Diese Untersuchungen legen den Schluss nahe, dass die *WOW cover plate* aufgrund der Art ihrer Befestigung bei Betätigen der Bugradsteuerung einer unerwünschten lateralen Krafteinwirkung ausgesetzt werden kann. Diese laterale Krafteinwirkung kann über viele Zyklen bzw. viele Betätigungen der Bugradsteuerung zur Bildung von Ermüdungsrissen führen, so dass die Haltevorrichtungen schliesslich brechen können. Aufgrund der Untersuchung des Flugzeugherstellers zusammen mit dem Fahrwerkhersteller ist zu erwarten, dass das Versagen zuerst im Bereich der oberen Haltevorrichtungen erfolgt, wie es auch in der Praxis hauptsächlich beobachtet wurde.

Im vorliegenden Fall brachen zuerst die unteren Haltevorrichtungen. Dies kann mit den von der EMPA festgestellten Mängeln an den Schweissnähten im Bereich der unteren Haltevorrichtungen erklärt werden. Dieser Bruch muss vor dem Einfahren des Fahrwerks in Zagreb erfolgt sein. Anschliessend wurde die *WOW cover plate* wahrscheinlich durch den Fahrtwind nach oben gebogen und während des Einfahrens im Bugfahrwerkmechanismus eingeklemmt.

Es stellt sich somit einerseits die Frage nach der Qualität der Herstellung der *WOW cover plates* bzw. den geforderten Standards und deren Überprüfung. Gemäss dem EMPA-Bericht (vgl. Kapitel 1.16.2 und 1.16.3) zeigt sich eine Tendenz, dass PMA-Bauteile von weniger guter Qualität sind. Allerdings scheint es gemäss den Tabellen 1 und 2 im Kapitel 1.16.4 keine statistische Evidenz für eine signifikante Differenz zwischen PMA- und OEM-Bauteilen in Bezug auf die Versagensrate zu geben. Andererseits führt die annähernd starre Befestigung der *WOW cover plate* an zwei verschiedenen Bauteilen, die im Betrieb gegeneinander eine Verdrehung erfahren, zu einer unerwünschten Krafteinwirkung in lateraler Richtung. Auch bei *WOW cover plates*, die keine mangelhaften Schweissnähte aufweisen, kann dies zu einem Versagen der Haltevorrichtungen führen, weshalb primär die Art der Befestigung der *WOW cover plate* überprüft werden sollte und erst in zweiter Linie die Qualität deren Herstellung.

Auffallend ist, dass beim vom Unfall betroffenen Flugzeug 9A-CQC die *WOW cover plate* jeweils nach durchschnittlich rund tausend Flugzyklen gewechselt werden musste (vgl. Kapitel 1.16.4), deutlich häufiger als bei den anderen Q400-Flugzeugen des Flugbetriebsunternehmens und weit entfernt von den vom Fahrwerkhersteller beschriebenen einigen tausend Flugzyklen (vgl. Kapitel 1.18.2). Es ist denkbar, dass mindestens bei diesem Flugzeug die oben erwähnte laterale Krafteinwirkung um einiges grösser war als es normalerweise der Fall ist.

2.2 Menschliche und betriebliche Aspekte

2.2.1 Flugbetriebsunternehmen

Die vom Flugbetriebsunternehmen publizierten Unterlagen decken sich mit denjenigen, die der Flugzeughersteller publiziert hat. Die zusätzlichen für die Cockpit- und Kabinenbesetzungen publizierten Verfahren gaben den Besetzungen die nötigen Hinweise, wie in abnormalen und Notsituationen vorzugehen und zusammenzuarbeiten ist.

Im publizierten Verfahren für eine Notlandung (*emergency landing*) im *quick reference handbook* (QRH) ist der zu ziehende Sicherungsautomat (*circuit breaker – CB*) mit „GPWS CB (A1 – Avionics CB Panel)“ bezeichnet. Im AOM des Flugzeuges ist das betreffende *CB panel* als „Avionics Circuit Breaker Panel“ benannt. Im Flugzeug selber weisen die *CB panels* keine Bezeichnung auf. Dazu kommt, dass die Position A1 auf mehreren *CB panels* zu finden ist. Zunächst fand die Flugbesatzung denn auch einen CB auf einer Position A1, der mit „pass brief sys“ angeschrieben war. Dieser befand sich auf einem *CB panel*, das unmittelbar unterhalb des „Avionics Circuit Breaker Panel“ lag und im AOM als „left DC circuit breaker panel“ benannt wird. Zusätzlich war der CB, den die Besatzung nach weiterem Suchen fand, mit EGPWS angeschrieben, da das Flugzeug 9A-CQC, wie alle Dash-8 der Croatia Airlines, mit einem *enhanced ground proximity warning system* (EGPWS) ausgerüstet war.

Diese unklaren Angaben beschäftigten die Flugbesatzung während rund vier Minuten, bis sie schliesslich intuitiv den richtigen CB zog. Aus Sicht der Flugsicherheit ist festzuhalten, dass Angaben, die in einer Notlage und damit unter Zeitdruck verwendet werden müssen, nicht wie im vorliegenden Fall aufgrund von Inkohärenz zu Unklarheit führen dürfen.

Das „*alternate landing gear extension*“-Verfahren im QRH enthält keinen Hinweis darauf, wie im Falle eines Misserfolgs weiter vorzugehen ist. Entsprechende Verfahren bietet der FOSL. Deshalb war es zweckmässig, dass das Flugbetriebsunternehmen diese Verfahren in ihr OM B übernommen hatte. Jedoch ist es wenig benutzerfreundlich, dass diese Verfahren oder zumindest ein entsprechender Hinweis nicht im QRH publiziert sind.

2.2.2 Flugbesatzung

Als die Flugbesatzung während des ersten Anfluges feststellte, dass die Fahrwerkanzeige nicht einem vollständig ausgefahrenen und verriegelten Fahrwerk entsprach, entschied sie sich unverzüglich, den Anflug abubrechen. Dieses Verhalten war sicherheitsbewusst.

In der Folge entschied sie sich nach kurzer Diskussion, aufgrund der ungewöhnlichen Geräusche, das Fahrwerk wieder einzufahren. Die Gespräche im Cockpit zeigen, dass die beiden Piloten gut nach den Grundsätzen des CRM⁷ zusammenarbeiteten. Dies zeigte sich auch im weiteren Verlauf des Fluges.

Nachdem sich die Besatzung für das Einfliegen in einen Warteraum entschieden hatte, entschied der Kommandant, sich ausschliesslich der Flugzeugführung zu widmen und sich erst im Warteraum mit der Störung zu befassen. Dieser Entscheid war der Situation angepasst.

⁷ *Crew resource management*. Aus der Erfahrung zahlreicher Unfälle, bei denen eine mangelhafte Zusammenarbeit im Cockpit ein kausaler Faktor war, wurde das CRM als Schulung für Flugbesetzungen entwickelt. CRM soll das Bewusstsein dafür schärfen, dass neben dem technischen Verständnis an Bord eines Luftfahrzeuges der zwischenmenschliche Bereich ein entscheidender Faktor für eine sichere Flugdurchführung ist.

Die anschliessende Diskussion innerhalb der Flugbesatzung, in der Ausweichlandeorte und Treibstoffreserven besprochen wurden, zeugt von einer umfassenden Lagebeurteilung.

Nachdem der Copilot nach dem Einflug in die Warteschleife mit dem Abarbeiten der Prüfliste *alternate landing gear extension* begonnen hatte, entschied der Kommandant, das Fahrwerk noch einmal normal, also mit dem Fahrwerkhebel, auszufahren. Dieser Entscheid hatte im vorliegenden Fall keine Konsequenzen, entsprach aber nicht dem vom Flugzeughersteller publizierten FOSL. Dieser hält fest, dass zuerst ein Ausfahren nach dem alternativen Verfahren versucht werden muss. Erst wenn dieses Vorgehen keinen Erfolg bringt, kann ein Versuch, das Fahrwerk mit dem Fahrwerkhebel aus- und wieder einzufahren, unternommen werden.

Dass sich die Besatzung nach dem erfolglosen alternativen Ausfahren des Fahrwerkes mit dem FOSL des Flugzeugherstellers auseinandersetzte, zeugt von gutem Hintergrundwissen. Die Besatzung schöpfte damit sämtliche Möglichkeiten zur Störungsbehebung aus, die die Unterlagen für das vorliegende Problem vorsahen.

Nach verschiedenen erfolglosen Versuchen, das Fahrwerk auszufahren, entschied sich die Besatzung schliesslich für eine Landung mit eingefahrenem Bugfahrwerk. Die anschliessende Information an die Kabinenbesatzung war umfassend, und der Einbezug aller Besatzungsmitglieder in die getroffenen Entscheidungen war umsichtig und sicherheitsbewusst. Die anschliessende Deklaration einer Notlage und die Informationen an die Flugverkehrsleitung waren der Situation angepasst und halfen, die notwendigen Vorbereitungen treffen zu können.

Auf Grund seiner Lagebeurteilung sah der Kommandant die Möglichkeit vor, nach dem Stillstand des Flugzeuges eine *controlled disembarkation* durchzuführen. Die „*emergency landing*“-Prüfliste sieht im Anschluss an die Landung eine Evakuierung vor. Der Kommandant entschied sich auf Grund der Situation nach der Landung, in Abweichung zur Prüfliste, auf eine solche zu verzichten. Dies steht auch im Einklang mit den Verfahrensvorgaben des Flugbetriebsunternehmens, die im OM A explizit festhalten, dass eine Evakuierung ein höchst riskantes Verfahren sei und nur angewandt werden solle, wenn es keine andere Lösung gebe (vgl. Kapitel 1.17.1.2.1).

In gleicher Weise hatte der Kommandant während des Anfluges entschieden, den Kabinendruck nicht abzulassen und den Notsender nicht einzuschalten. In einer Notlage hat die Besatzung immer die Möglichkeit, von einer Prüfliste abzuweichen, wenn es die Sicherheit erfordert.

Als der Copilot kurz vor der Landung via Kabinenlautsprecheranlage der Kabinenbesatzung „*cabin crew prepare for landing*“ meldete, verwendete er nicht den in den Unterlagen für einen solchen Fall vorgesehenen Wortlaut: „*safety position, safety position!*“ Dies hatte jedoch keinen Einfluss auf die Kabinenbesatzung, die auch so verstand, dass die Landung kurz bevorstand, und die Passagiere entsprechend informierte.

Die Gespräche im Cockpit zeigen, dass sich die Besatzung intensiv mit der bevorstehenden Landung befasste. Die während des Aufsetzvorgangs und des anschliessenden Rollens auf dem Hauptfahrwerk gegebenen Informationen des Copiloten an den Kommandanten über *pitch* und Geschwindigkeit halfen, die Landung mit eingefahrenem Bugfahrwerk erfolgreich durchzuführen.

Die nach dem Stillstand des Flugzeuges vorgenommenen Handlungen der Besatzung, wie Abstellen der Triebwerke und Kommunikation mit der Feuerwehr über die Platzverkehrsleitstelle, zeugen von Umsicht und der Situation angepasstem Handeln.

Zusammengefasst kann festgestellt werden, dass alle Beteiligten ruhig und gut zusammenarbeiteten und somit halfen, die Situation zu entschärfen.

2.2.3 Kabinenbesatzung

Die Kabinenbesatzung arbeitete nach den Verfahren, die das Flugbetriebsunternehmen in den entsprechenden Unterlagen festgehalten hatte. Sie setzte die Anweisungen der Flugbesatzung zeitgerecht um und informierte diese jeweils über die getroffenen Massnahmen.

Mit ihrem professionellen Verhalten trug die Kabinenbesatzung massgeblich dazu bei, dass die Passagiere sich ruhig verhielten und nach dem Stillstand auf der Piste das Flugzeug geordnet verlassen konnten.

2.2.4 Flugverkehrsleitung

Die Flugverkehrsleitung half der Flugbesatzung von Beginn weg und unterstützte sie mit Anweisungen und Informationen. Sie hielt zusätzlich die Frequenz für die Flugbesatzung frei und ermöglichte damit einen uneingeschränkten Kontakt. Umsichtig wurden die An- und Abflüge während der Zeit, während der sich die CTN 464 im Endanflug befand, unterbrochen.

Die Koordinationsgespräche mit der Feuerwehr waren vorausschauend und ermöglichten einen optimalen Einsatz ihrer Mittel.

Mit der vorausschauenden und umfassenden Unterstützung trug die Flugsicherung dazu bei, der Flugbesatzung für die Problembehandlung, den Anflug, die Landung und die anschliessende *controlled disembarkation* beste Voraussetzungen zu schaffen.

Der Umstand, dass ein Teil der Piste 14 vom Kontrollturm aus nur eingeschränkt einsehbar war, stellte ein Risiko dar. Überraschend auftretende Notlagen auf der Piste 14 waren dadurch mit Blick nach draussen nur bedingt erkennbar. Eine später im Jahr 2013 durchgeführte Rodung verbesserte die Sicht auf die Piste 14.

2.2.5 Flugzeughersteller

Der vom Flugzeughersteller publizierte *flight operation service letter* (FOSL) gibt detaillierte Informationen, wie bei einem nur teilweise ausgefahrenen Fahrwerk (*partial gear extension*) zu verfahren ist, und soll die Besatzung unterstützen. Diese Informationsform ist aber nicht Bestandteil einer Prüfliste und muss auch von der Besatzung nicht auswendig gekannt werden.

Dabei muss aber festgehalten werden, dass die Anweisung im FOSL „*Cycling the landing gear as an intermediate step to achieve an all gear down and locked indication is not approved or recommended [...]*“ zunächst widersprüchlich erscheint, weil etwas später der Besatzung der Entscheid überlassen wird, ob und wie oft sie das Fahrwerk mit dem Fahrwerkhebel aus- und wieder einfahren will: „*[...] 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.*“

Einzig der Ausdruck „*as an intermediate step*“ verweist darauf, dass vor einem möglichen Aus- und Wiedereinfahren des Fahrwerks das „*alternate landing gear extension*“-Verfahren angewandt werden muss. Dies kann dazu beigetragen haben, dass der Kommandant ein Aus- und Einfahren des Fahrwerks mit dem Fahrwerkhebel verlangte, ohne vorher das alternative Verfahren angewandt zu haben.

Das „*alternate landing gear extension*“-Verfahren im QRH, das vom Flugzeughersteller publiziert worden war, enthält keinen Hinweis darauf, wie im Falle eines

Misserfolgs weiter vorzugehen ist. Entsprechende Verfahren hat der Flugzeughersteller zwar im FOSL publiziert; jedoch ist es wenig benutzerfreundlich, dass diese Verfahren oder zumindest ein entsprechender Hinweis nicht im QRH zu finden sind.

Bemerkenswert ist, dass WOW *cover plates* aufgrund von Rissbildung im Bereich der Befestigungspunkte relativ häufig gewechselt werden mussten. Erst durch die Abklärungen des Herstellers nach dem vorliegenden Unfall wurde erkannt, dass eine nicht vorgesehene Belastung dieses Bauteils durch laterale Kräfte zu einem raschen Verschleiss der WOW *cover plates* führte.

3 Schlussfolgerungen

3.1 Befunde

3.1.1 Technische Aspekte

- Das Flugzeug war zum Verkehr nach VFR und IFR zugelassen.
- Sowohl Masse als auch Schwerpunkt des Flugzeuges befanden sich im Unfallzeitpunkt innerhalb der gemäss AOM zulässigen Grenzen.
- Die *WOW cover plate* des Bugfahrwerks wurde eingeklemmt im Bugfahrwerkmechanismus vorgefunden.
- Die *WOW cover plate* war an der unteren linken und rechten Haltevorrichtung gebrochen und wurde nach oben gebogen.
- Nachdem die beschädigte *WOW cover plate* entfernt worden war, konnte das Bugfahrwerk mit dem normalen und dem alternativen Ausfahrverfahren problemlos mehrmals ein- und ausgefahren werden.
- Die *WOW cover plate* war ein PMA-Bauteil.
- Die Untersuchung der *WOW cover plate* und fünf weiterer *WOW cover plate* zeigte, dass Mängel an den Schweissnähten im Bereich der unteren Haltevorrichtungen vorhanden waren, die während der Herstellung der *WOW cover plates* entstanden waren.
- Diese Mängel begünstigten die Bildung von Ermüdungsrissen.
- Die Untersuchung des Flugzeugherstellers zusammen mit dem Fahrwerkhersteller zeigte, dass die Verdrehung des *thrust collar* gegenüber dem inneren Zylinder bei Betätigen der Bugradsteuerung aufgrund der Art der Befestigung der *WOW cover plate* zu einer lateralen Krafteinwirkung auf die *WOW cover plate* führen kann.
- Diese laterale Krafteinwirkung bewirkt mechanische Belastungen im Bereich der oberen und unteren Haltevorrichtungen der *WOW cover plate*.
- Diese Belastungen führten zu Ermüdungsrissen an den Haltevorrichtungen der *WOW cover plate*.

3.1.2 Besatzung

- Die Piloten besaßen die für den Flug notwendigen Ausweise.
- Es liegen keine Anhaltspunkte für gesundheitliche Beeinträchtigungen der Besatzung während des Unfallfluges vor.

3.1.3 Flugverlauf

- Im Endanflug auf die Piste 14 des Flughafens Zürich (LSZH) konnte das Bugfahrwerk nicht ausgefahren werden.
- Die Flugbesatzung brach den Landeanflug ab und erhielt eine Freigabe, für die Störungsbehebung in die Warteschleife AMIKI einzufliegen.
- Die Flugbesatzung konnte das Bugfahrwerk weder mit Hilfe der Prüfliste zum alternativen Ausfahren des Fahrwerks (*alternate landing gear extension checklist*) im *quick reference handbook* (QRH) noch mit den im *flight operation service letter* (FOSL) enthaltenen Hinweisen des Flugzeugherstellers an die Flugzeughalter ausfahren.

- Die Flugbesatzung entschied sich zu einer Landung mit ausgefahrenem Hauptfahrwerk und eingefahrenem Bugfahrwerk.
- Die Passagiere wurden informiert und die Kabine wurde für die geplante Notlandung vorbereitet.
- Die Flugverkehrsleitung wurde entsprechend informiert. Diese alarmierte anschliessend die Feuerwehr.
- Kurz vor 18:18 UTC setzte das Flugzeug rund 450 m nach der Pistenschwelle mit dem Hauptfahrwerk auf der Piste 14 auf. Ungefähr 1000 m nach dem Aufsetzen berührte der Bug die Pistenoberfläche und nach weiteren 540 m kam das Flugzeug zum Stillstand.
- Es brach kein Feuer aus. Die Feuerwehr war zum Eingreifen bereit.
- Die Passagiere und die Besatzung verliessen das Flugzeug durch die vordere linke Kabinentüre nach dem Verfahren einer *controlled disembarkation*.
- Passagiere und Besatzungsmitglieder blieben unverletzt.
- Die Unterseite des vorderen Rumpfbereichs des Flugzeuges wurde beschädigt.

3.1.4 Rahmenbedingungen

- Das Wetter hatte keinen Einfluss auf das Unfallgeschehen.
- Es war seit längerer Zeit bekannt, dass sich an den *WOW cover plates* im Bereich der Befestigungen Risse bildeten.
- Wegen des Waldes entlang der Piste 14 hatte der Platzverkehrsleiter nur eingeschränkte Sicht auf die Unfallstelle.

3.2 Ursachen

Der Unfall ist darauf zurückzuführen, dass die Flugbesatzung das Bugfahrwerk nicht ausfahren konnte und in der Folge eine Landung mit ausgefahrenem Hauptfahrwerk und eingefahrenem Bugfahrwerk durchführen musste.

Als direkte Ursache dieses Unfalls wurde folgender Faktor ermittelt:

- Die *WOW cover plate* des Bugfahrwerks war an beiden unteren Haltevorrichtungen gebrochen, sodass sie um die oberen Befestigungspunkte nach oben gebogen und im Mechanismus des Bugfahrwerks eingeklemmt wurde, was das Ausfahren verhinderte.

Der Bruch der unteren Haltevorrichtungen der *WOW cover plate* konnte auf folgende Faktoren zurückgeführt werden:

- Die Art der Befestigung der *WOW cover plate* führte bei Betätigen der Bugradsteuerung zu einer lateralen Krafteinwirkung auf die *WOW cover plate* und so zu einer mechanischen Belastung im Bereich der oberen und unteren Haltevorrichtungen.
- Im Bereich der unteren Haltevorrichtungen waren Mängel an den Schweissnähten vorhanden.

4 Sicherheitsempfehlungen, Sicherheitshinweise und seit dem Unfall getroffene Massnahmen

Sicherheitsempfehlungen

Nach Vorgabe des Anhangs 13 der Internationalen Zivilluftfahrtorganisation (*International Civil Aviation Organisation* – ICAO) sowie Artikel 17 der Verordnung (EU) Nr. 996/2010 des Europäischen Parlaments und des Rates vom 20. Oktober 2010 über die Untersuchung und Verhütung von Unfällen und Störungen in der Zivilluftfahrt und zur Aufhebung der Richtlinie 94/56/EG richten sich alle Sicherheitsempfehlungen, die in diesem Bericht aufgeführt sind, an die Aufsichtsbehörde des zuständigen Staates, die darüber zu entscheiden hat, inwiefern diese Empfehlungen umzusetzen sind. Gleichwohl sind jede Stelle, jeder Betrieb und jede Einzelperson eingeladen, im Sinne der ausgesprochenen Sicherheitsempfehlungen eine Verbesserung der Flugsicherheit anzustreben.

Die schweizerische Gesetzgebung sieht in der Verordnung über die Sicherheitsuntersuchung von Zwischenfällen im Verkehrswesen (VSZV) bezüglich Sicherheitsempfehlungen folgende Regelung vor:

„Artikel 48 Sicherheitsempfehlungen

1 Die SUST richtet die Sicherheitsempfehlungen an das zuständige Bundesamt und setzt das zuständige Departement über die Empfehlungen in Kenntnis. Bei dringlichen Sicherheitsproblemen informiert sie umgehend das zuständige Departement. Sie kann zu den Umsetzungsberichten des Bundesamts zuhanden des zuständigen Departements Stellung nehmen.

2 Die Bundesämter unterrichten die SUST und das zuständige Departement periodisch über die Umsetzung der Empfehlungen oder über die Gründe, weshalb sie auf Massnahmen verzichten.

3 Das zuständige Departement kann Aufträge zur Umsetzung von Empfehlungen an das zuständige Bundesamt richten.“

Die SUST veröffentlicht die Antworten des zuständigen Bundesamtes oder von ausländischen Aufsichtsbehörden unter www.sust.admin.ch und erlaubt so einen Überblick über den aktuellen Stand der Umsetzung der entsprechenden Sicherheitsempfehlung.

Sicherheitshinweise

Als Reaktion auf während der Untersuchung festgestellte Sicherheitsdefizite kann die SUST Sicherheitshinweise veröffentlichen. Sicherheitshinweise werden formuliert, wenn eine Sicherheitsempfehlung nach der Verordnung (EU) Nr. 996/2010 nicht angezeigt erscheint, formell nicht möglich ist oder wenn durch die freiere Form eines Sicherheitshinweises eine grössere Wirkung absehbar ist. Sicherheitshinweise der SUST haben ihre Rechtsgrundlage in Artikel 56 der VSZV:

„Artikel 56 Informationen zur Unfallverhütung. Die SUST kann allgemeine sachdienliche Informationen zur Unfallverhütung veröffentlichen.“

4.1 Sicherheitsempfehlungen

Die damalige Schweizerische Unfalluntersuchungsstelle erstellte über den vorliegend untersuchten Unfall einen Zwischenbericht. Dieser Zwischenbericht vom 9. Oktober 2013 wurde von der Geschäftsleitung am 10. Oktober 2013 genehmigt und anschliessend gemäss der VFU Artikel 18 Absatz 2 an die entsprechenden Stellen versandt.

In diesem Zwischenbericht sprach die damalige Schweizerische Unfalluntersuchungsstelle die folgenden zwei Sicherheitsempfehlungen aus:

4.1.1 Sicherheitsempfehlungen bezüglich WOW cover plate

4.1.1.1 Sicherheitsdefizit

Am 27. September 2013 wurde der Linienflug mit dem Flugplankennzeichen CTN 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 betätigte die Besatzung den Hebel zum Ausfahren des Fahrwerks. 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 checklist*) 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 worden waren, wurde ein zweiter Anflug durchgeführt.

Kurz vor 18:18 UTC setzte das Flugzeug rund 450 m nach der Pistenschwelle mit dem Hauptfahrwerk auf der Piste 14 auf. Ungefähr 1000 m nach dem Aufsetzen berührte der Bug die Pistenoberfläche und nach weiteren 540 m kam das Flugzeug zum Stillstand.

Während der technischen Untersuchung des Flugzeuges wurde festgestellt, dass das Abdeckblech, welches die zwei Sensoren schützt, die feststellen, ob das Fahrwerk belastet ist (*weight on wheels – WOW*), im Mechanismus des Bugfahrwerks eingeklemmt war. Diese *WOW cover plate* war zuvor an der unteren linken und rechten Haltevorrichtung gebrochen und nach oben gebogen worden. Nachdem die beschädigte *WOW cover plate* entfernt worden war, konnte das Fahrwerk wieder mittels des normalen und alternativen Verfahrens ein- und ausgefahren werden. Es kann daher der Schluss gezogen werden, dass die beschädigte und nach oben gebogene *WOW cover plate* der DHC-8-402 das Ausfahren des Bugfahrwerkes verhinderte.

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

4.1.1.2 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, damit beschädigte *WOW cover plates* in sogenannten *levered-suspension*-Bugfahrwerken frühzeitig erkannt werden.

4.1.1.3 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 sogenannten *levered-suspension*-Bugfahrwerken einhergehen, und geeignete präventive Massnahmen treffen.

4.1.1.4 Stellungnahme der kanadischen Luftfahrtbehörde

In einer Beilage zu einem Brief des *Transportation Safety Board of Canada* vom 28. Januar 2014 nahm die Luftfahrtbehörde Kanadas (*Transport Canada*) unter anderem wie folgt zu den beiden Sicherheitsempfehlungen Stellung:

Zur Sicherheitsempfehlung Nr. 476:

„Bombardier Aerospace (BA), the aircraft manufacturer conducted a review of the Weight on Wheels (WOW) sensor cover plate installation on the Nose Landing Gear (NLG) of the DHC-8 series aircraft.

Transport Canada has reviewed available in-service data and has communicated with BA and selected Canadian operators of the DHC-8 series aircraft.

Transport Canada's findings are as follows:

- The DHC-8 100/200/300 series aircraft model, although similar, utilizes a flat plate hinged type WOW sensor cover on the NLG. This construction is not susceptible to the same failure scenario as depicted in the accident aircraft, DHC-8 402. Consequently, it was determined that no further review or research is required of the DHC-8 100/200/300 series.*
- On October 2, 2013, BA issued An All Operator Message (AOM) No. 581, as noted within the SAIB Interim report, to immediately advise all operators of the DHC-8-400 series aircraft and the preliminary findings of this accident investigation.*
- Through an In-Service data review it was noted that BA had issued a Repair Drawing (RD) 8/4-32-0217. The RD is a temporary allowance to continue flight operations for a maximum period of 50 flight hours with the WOW sensor cover removed. Included with the RD is a Service Concession Request (SCR) 0055-05, issued by Goodrich the landing gear manufacturer, for a permanent repair to the upper mounting lugs of NLG WOW sensor cover assembly, P/N 47142-1/-3.*

There is a concern that the upper lugs are being repaired and the cover is returned to service without any examination of the lower lugs for existing cracks.

BA has recently revised the RD 8/4-32-0217 to issue 2, which requires a Fluorescent Penetrant Inspection (FPI) on the entire part for cracks before any repair to the upper lugs is accomplished.

It should be noted that the BA Repair Drawing and Goodrich SCR are applicable only to the Original Equipment Manufacturer (OEM) part and not the Part Manufacturing Approval (PMA) part.

The PMA part is approved under Federal Aviation Administration (FAA) jurisdiction and as such the FAA has been notified.

- BA conducted a Triage meeting on November 1, 2013. A risk assessment of the available data was completed and the contributing factors were reviewed by BA Engineering Specialists.*
- Transport Canada reviewed the Triage report and has been in contact with BA to clarify/explain concerns noted. BA is currently proceeding with its investigation/examination of a damaged WOW sensor cover hindering extension of the NLG. Transport Canada is in communication with BA to determine the validity and effectiveness of any corrective action put forth.*

- On November 13, 2013, Service Letter DH8-400-SL-32-0.37, which has recently been revised to revision A, was issued to provide operators with additional information relevant to the AOM 581. The Service Letter includes the recommendation that the WOW cover be inspected prior to flight.

Considering the issuance of the BA communications to operator/maintainers of the DHC-8-400 series aircraft, in the form of an All Operators Message, Service Letter and revision of the Repair Drawing, Transport Canada is confident that the risk for another WOW sensor cover hindering extension of the NLG has been adequately mitigated for the short term of the OEM part.

Transport Canada will continue to communicate with BA to determine if additional corrective action is required to further mitigate the relevant risk. Transport Canada will assess any corrective action developed and determine if a Canadian Airworthiness Directive is justified.

Any further progress on the issue will be communicated to the Swiss Accident Investigation Board.”

Zur Sicherheitsempfehlung Nr. 477:

„Bombardier Aerospace (BA), the aircraft manufacturer conducted a review of the Weight on Wheels (WOW) sensor cover plate installation on the Nose Landing Gear (NLG) of the DHC-8 series aircraft.

Transport Canada limited its review of WOW cover plates to similar models as the accident aircraft, specifically the DHC-8-100/200/300 series and the DHC-8-400 series. Results of the review are depicted under Transport Canada's response to Safety recommendation No. 476.

Transport Canada is confident that measures taken have reduced the risk to an acceptable level.”

In einem Schreiben vom 5. Mai 2015 teilte die Luftfahrtbehörde Kanadas (Transport Canada) dem Transportation Safety Board of Canada ergänzend Folgendes mit:

„Bombardier Aerospace has since provided Transport Canada with Revision A of the risk assessment (Triage) regarding the Nose Landing Gear (NLG) Weight on Wheel (WOW) Sensor Cover failure. Transport Canada has reviewed the risk assessment and concurs with the risk level for the failure of the NLG WOW cover plate being LOW. As a result, no mandatory corrective action will be issued by Transport Canada regarding the new proposed location for mounting the Original Equipment Manufacturer (OEM) manufactured WOW cover plate described in paragraph 4.2.1 [Abbildung 11, Kapitel 4.3.1] of the attached draft investigation report.

It is important to highlight that the risk assessment conducted by Bombardier Aerospace focused primarily on the OEM manufactured WOW sensor covers and that it cannot be assumed that the results of that risk assessment will be the same as the WOW sensor cover manufactured under the Part Manufacture Approval (PMA). The PMA part is approved under the FAA jurisdiction and as such the FAA has been notified.”

4.2 Sicherheitshinweise

Keine

4.3 Seit dem Unfall getroffene Massnahmen

4.3.1 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 damaligen Schweizerischen Unfalluntersuchungsstelle 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.“

Der Flugzeughersteller kündigte nach der Durchführung der Untersuchung zusammen mit dem Fahrwerkhersteller (vgl. Kapitel 1.18.3) an, dass eine neue Art der Befestigung der WOW cover plate projektiert werde. Eine entsprechende Studie (design study) liegt vor. Vorgesehen ist, die WOW cover plate neu nicht mehr direkt am thrust collar, sondern über eine neuartige Halterung am inneren Zylinder zu befestigen (vgl. Abbildung 11). So soll vermieden werden, dass durch die Bugfahrwerksteuerung ungewollte laterale Kräfte auf die WOW cover plate übertragen werden.

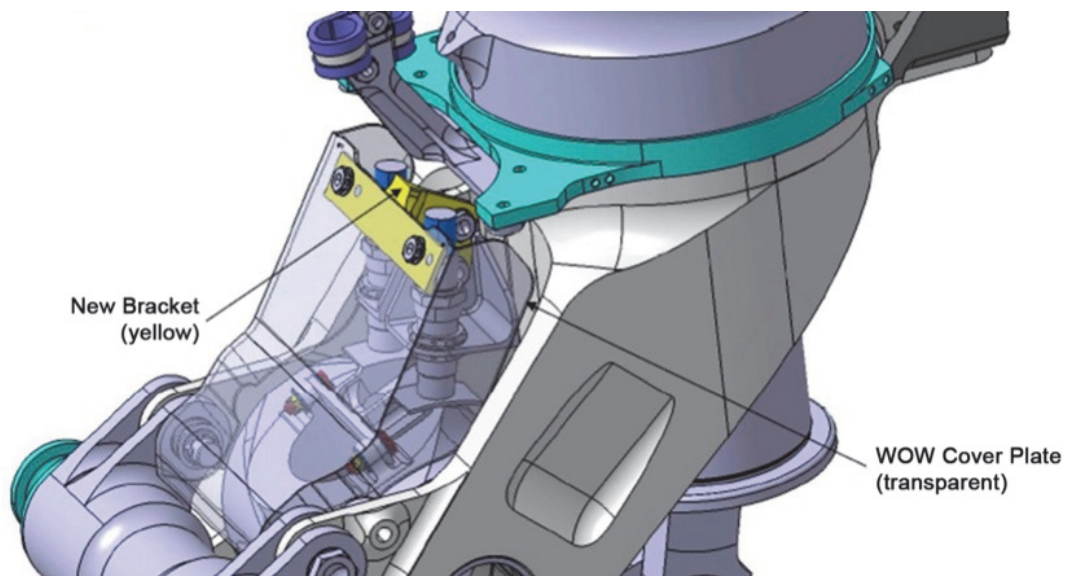


Abbildung 11: Durch die vorgesehene neuartige Halterung (*new bracket*) soll die WOW cover plate nun am inneren Zylinder statt am *thrust collar* befestigt werden. (Abbildung aus der Designstudie des Herstellers, adaptiert durch die SUST)

Payerne, 20. August 2015

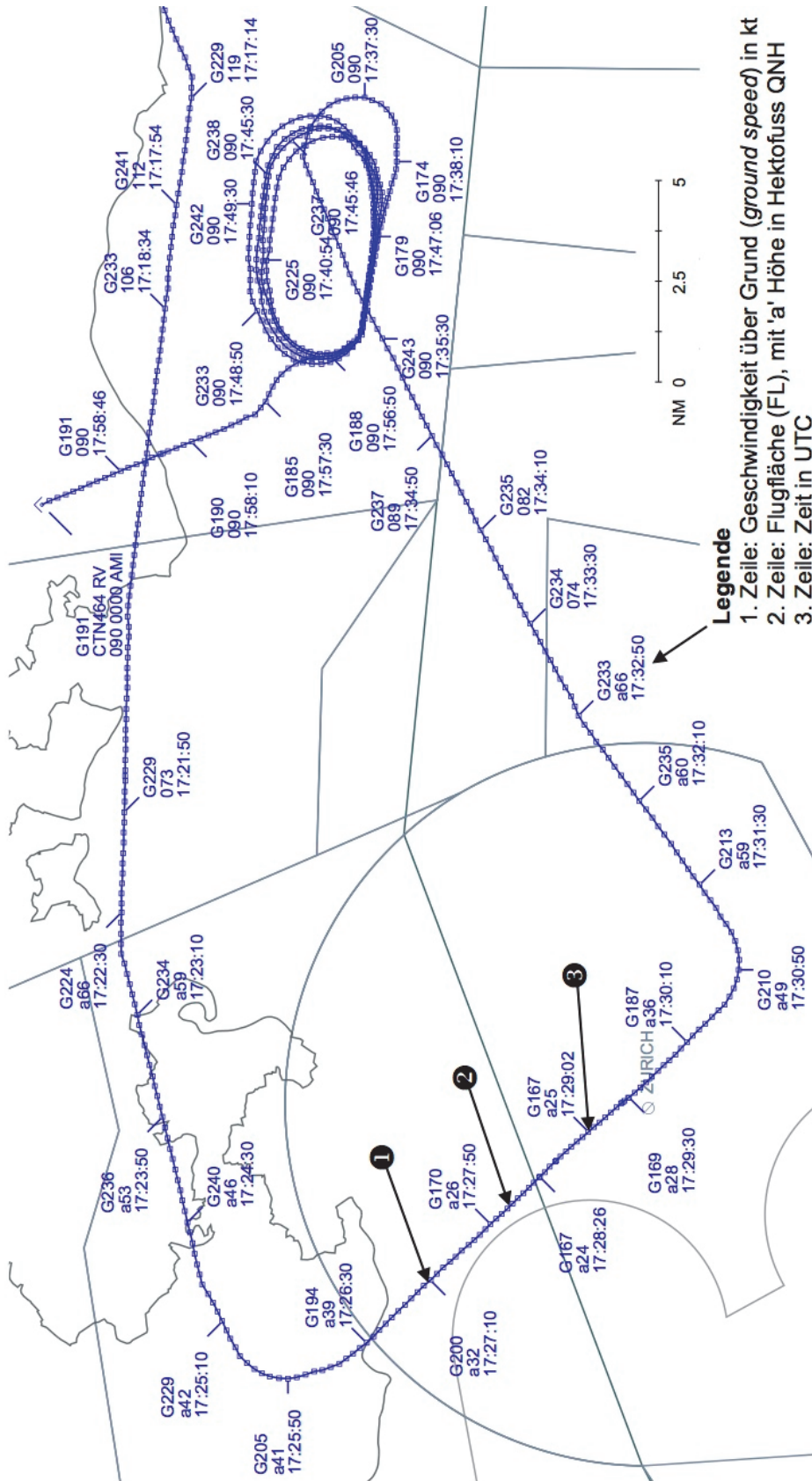
Untersuchungsdienst der SUST

Dieser Schlussbericht wurde von der Kommission der Schweizerischen Sicherheitsuntersuchungsstelle SUST genehmigt (Art. 10 lit. h der Verordnung über die Sicherheitsuntersuchung von Zwischenfällen im Verkehrswesen vom 17. Dezember 2014).

Bern, 13. August 2015

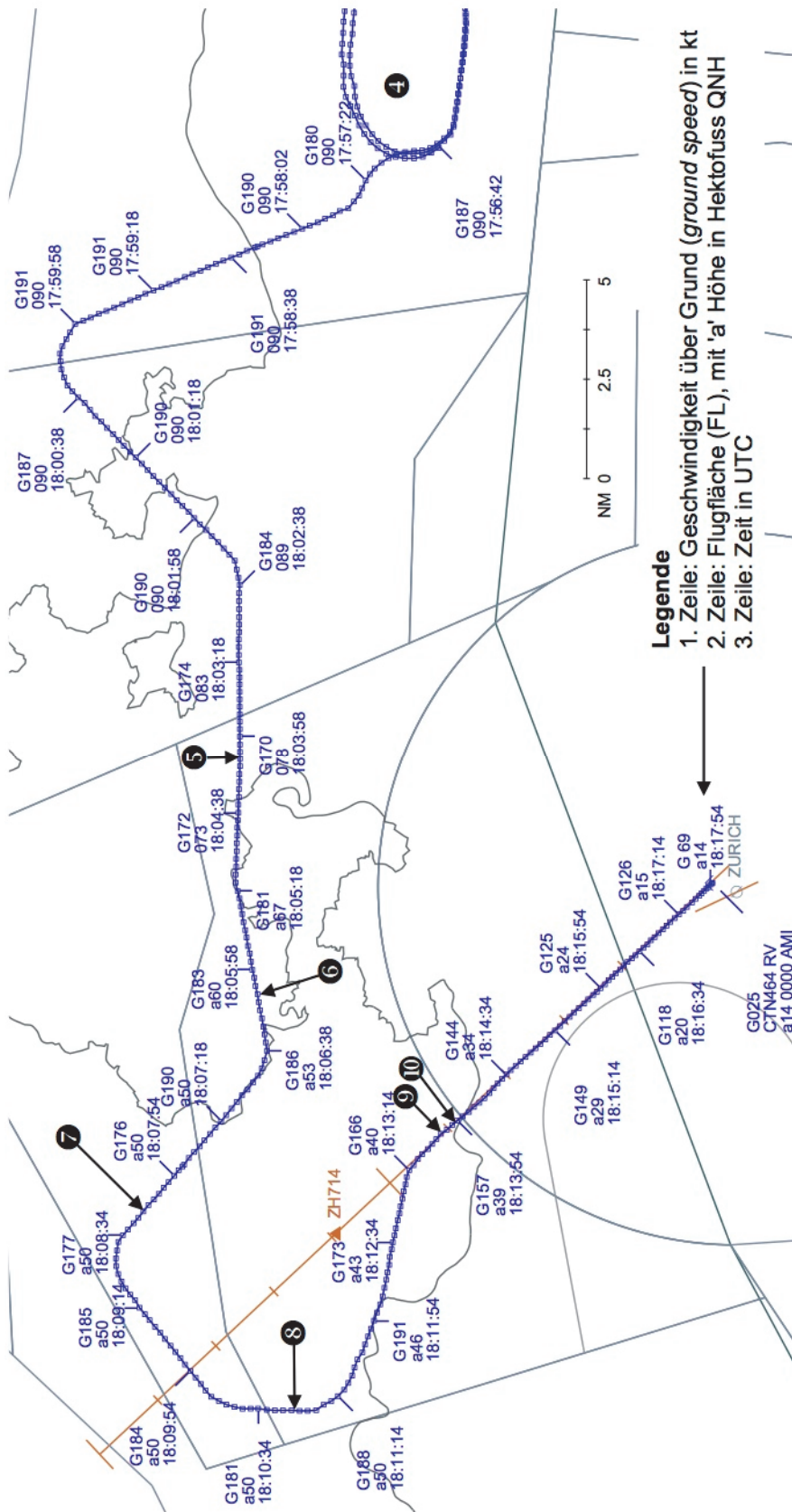
Anlagen

Anlage 1: Radaraufzeichnung des Flugwegs beim ersten Anflug und beim Einflug in den Warteraum



- ① 17:27:09 UTC Besatzung fährt Fahrwerk aus; die Anzeige des Bugfahrwerks zeigt rot statt grün.
- ② 17:28:04 UTC Flugverkehrsleitung gibt die Anweisung, auf dem aktuellen Kurs auf 4000 ft QNH zu steigen.
- ③ 17:29:02 UTC Besatzung verlangt den Einflug in einen Warteraum, um die Fahrwerkstörung zu analysieren.

Anlage 2: Radaraufzeichnung des Flugwegs beim zweiten Anflug



- ④ 17:57:00 UTC Das Flugzeug verlässt den Warteraum.
- ⑤ 18:04:09 UTC Die Besatzung meldet, dass sie in zwei Minuten für den Endanflug bereit sei.
- ⑥ 18:06:10 UTC Die Besatzung verlangt, den Anflug noch um fünf Minuten zu verlängern (Abarbeiten der „emergency landing checklist“).
- ⑦ 18:08:18 UTC Der FVL verlangt wegen der Grenze des Nahkontrollbezirks, nach links auf einen südwestlichen Kurs zu drehen.
- ⑧ 18:10:51 UTC Die Besatzung meldet, dass sie für den Anflug bereit sei.
- ⑨ 18:13:42 UTC Die Besatzung meldet: „Croatia four six four, established“.
- ⑩ 18:13:52 UTC Der Copilot meldet der Kabinenbesatzung: „Cabin crew, prepare for landing“.

Anlage 3: Alternatives Verfahren zum 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.

Note: *The main and nose gear release handles pull force will be significantly higher than experienced during practice alternate landing gear extensions. The required pull force, to release the gear uplocks, can be as high as 41 kg (90 lb). It may require a repeated pull effort to achieve a landing gear down and locked indication.*

- 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
Check L & R DOOR amber open and LEFT & RIGHT green locked down advisory lights illuminate.
- 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
Check N DOOR amber open and NOSE green locked down advisory lights illuminate.

Note: *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 12: Kopie des im *quick reference handbook* (QRH) publizierten Verfahrens (PSM 1-84-1B, Seite 14.3, vom 7. Mai 2013). Die schwarzen senkrechten Balken am rechten Rand zeigen, was seit der letzten Publikation dieses Verfahrens geändert wurde.

Anlage 4: Alternatives Verfahren zum Ausfahren des Fahrwerks gemäss AOM**3.1.11 LANDING GEAR**

NOTE: Following any landing gear retraction or extension malfunction not covered by a specific procedure in this section, the landing gear must be extended using the Alternate Landing Gear Extension procedure that follows.

**3.1.11.1 ALTERNATE LANDING GEAR EXTENSION or LDG GEAR INOP (Caution Light)
(One or more Landing Gear fail to extend)**

Airspeed **185 KIAS (MAX)**

L/G Down Select Inhibit Switch..... **INHIBIT**
Lift switch guard and set L/G DOWN SELECT INHIBIT SW, on the co-pilot's flight compartment ceiling, to INHIBIT.

NOTE: If LDG GEAR INOP caution light was out, it will illuminate when the L/G DOWN SELECT INHIBIT SW is selected to INHIBIT.

Landing Gear Selector **DN**

Landing Gear Alternate Release Door **Open Fully**
Pull open fully the MAIN LANDING GEAR ALTERNATE RELEASE door, on the flight compartment ceiling.

NOTE: Door must stay fully open after alternate landing gear extension.

Main Gear Release Handle.....**Pull Fully Down**

Pull the MAIN LANDING GEAR RELEASE handle fully down to release main gear door uplocks and main gear. Check L DOOR and R DOOR amber doors open and LEFT and RIGHT green locked down advisory lights illuminate.

NOTE: The Main Gear release handle pull force will be significantly higher than experienced during practice alternate landing gear extensions. The required pull force, to release the Main Gear uplocks, can be as high as **41 kg (90 lb)**. It may require a repeated pull effort to achieve a Main Landing Gear down and locked indication.

Landing Gear Alternate Extension Door **Open fully**
Open fully the LANDING GEAR ALTERNATE EXTENSION door on the flight compartment floor, aft left of the co-pilot's seat.

NOTE: If LH and / or RH green gear locked advisory lights do not illuminate, insert the Hydraulic Pump handle in the socket and operate pump until LH and RH green advisory lights illuminate. Door must stay fully open after alternate landing gear extension.

Nose Gear Release Handle **Pull Fully Up**

Pull the NOSE GEAR RELEASE handle fully up to release nose gear door uplocks and nose gear. Check N DOOR amber doors open and NOSE green gear locked down advisory lights illuminate.

NOTE: The Nose Gear release handle pull force will be significantly higher than experienced during practice alternate landing gear extensions. The required pull force, to release the Nose Gear uplocks, can be as high as **41 kg (90 lb)**. It may require a repeated pull effort to achieve a Nose Landing Gear down and locked indication.

LANDING GEAR ALTERNATE RELEASE and LANDING GEAR ALTERNATE EXTENSION Doors **LEAVE FULLY OPEN**

L/G INHIBIT Switch **Leave at INHIBIT**

CAUTION: Landing gear cannot be retracted following extension by alternate extension procedure.

CAUTION: Nosewheel steering is inoperative following extension by alternate extension procedure.

(cont'd on the next page)

ALTERNATE LANDING GEAR EXTENSION or LDG GEAR INOP (cont'd)

Anti-Skid **Test**

Hold the ANTI-SKID switch at TEST, then release to ON. Make sure INBD ANTI SKID and OUTBD ANTI SKID caution lights go off after 3 s.

After Landing:

- Consider stopping on the runway.
- Install main gear pins and engage nose gear lock as soon as possible after engine shutdown.

[END]

Abbildung 13: Kopie des im *aeroplane operating manual* (AOM) publizierten Verfahrens (Kapitel 3, 3.1-56/57 [Rev. 7 vom 7. März 2013]). Die schwarzen senkrechten Balken am linken Rand zeigen, was seit der letzten Publikation dieses Verfahrens geändert wurde.

Anlage 5: Zusätzliches Verfahren gemäss AOM

Nose Gear - UP Main Gear - DOWN and LOCKED

If the Alternate Gear Extension procedure has been completed and it cannot be verified that the nose landing gear is down and locked by the normal and alternate systems, the flight crew must make a decision to perform a landing with the nose landing gear not locked or reset the Alternate Extension system and cycle the landing gear in an attempt to achieve all gears down and locked.

It is possible to safely land the Dash 8 Q400 airplane with the nose landing gear retracted.

The geometry of the Q400 airplane is such that the propellers will not come in contact with the ground with the main landing gear extended and the nose landing gear retracted.

In addition to the direction given in the AFM Paragraph 3.16, Emergency Landing, the following items are offered for consideration:

- Reduce landing weight through fuel burn
- Attempt to achieve an aft CG by re-seating passengers
- Select a runway with minimal crosswind
- Land with flap 35°
- Fly the appropriate V_{REF} for the landing weight
- Touchdown offset from the runway centreline if the runway is equipped with a centreline lighting system
- On touchdown, hold the nose up off the runway as long as possible. Prior to losing elevator effectivity, gently lower the nose onto the runway
- If the nose landing gear is not extended or it collapses, maintain directional control with rudder until it is no longer effective, at which point asymmetric braking may be used as required
- If the nose wheel is on the ground and the nose landing gear appears to be locked, apply brakes and / or reverse thrust.
If the nose landing gear is not extended or it 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:

1. Ensure # 2 hydraulic system pressure and quantity are normal and the following landing gear advisory lights are illuminated:
 - selector lever amber,
 - gear green locked down (main gear only),
 - red gear unlocked (nose gear) and
 - all amber doors open,
2. NOSE L/G RELEASE handle – Return to stowed position.
3. LANDING GEAR ALTERNATE EXTENSION door – Close fully.
4. MAIN L/G RELEASE handle – Return to the stowed position.
5. LANDING GEAR ALTERNATE RELEASE door – Close fully.
6. LANDING GEAR lever – DN.
7. L/G DOWN SELECT INHIBIT SW – Normal and guarded.
Check amber doors open advisory lights out (main gear only) and LDG GEAR INOP caution light out.

NOTE: It may take up to 17 s for the doors to close.

8. LANDING GEAR lever – UP. Check all gears, doors and LANDING GEAR lever advisory lights out.

If the Flight Crew decides to cycle the landing gear in an effort to achieve all gears down:

9. LANDING GEAR lever – DN. Check:
 - 3 green gear locked down advisory lights illuminate,
 - all amber doors open,
 - red gear unlocked and
 - selector lever amber advisory lights out.
10. Items 8 and 9 may be repeated in an effort to achieve 3 gear down and locked.

CAUTION: Should the LDG GEAR INOP caution light illuminate, or loss of # 2 hydraulic system pressure or quantity, or any abnormality in landing gear system indication other than those associated with the nose landing gear be experienced, see AFM Paragraph 4.21.1 (ALTERNATE LANDING GEAR EXTENSION).

Abbildung 14: Kopie des im *aeroplane operating manual* (AOM) publizierten Verfahrens (Kapitel 3.4.4.5 [Rev. 7 vom 7. März 2013]). Die schwarzen senkrechten Balken am linken Rand zeigen, was seit der letzten Revision [Rev. 6 vom 5. November 2012] an diesem Verfahren geändert wurde.

Anlage 6: Verfahren gemäss FOSL

Gemäss FOSL hat sich die Besatzung im Falle von „Nose Gear UP, Main Landing Gear Down“ zu entscheiden, ob sie eine Landung mit eingefahrenem Bugfahrwerk durchführen oder durch *cycling* des Fahrwerks ein korrektes Ausfahren des Fahrwerks erreichen möchte (vgl. Kapitel 1.17.2). Für beide Entscheidungen sind im FOSL die folgenden beiden Verfahren mit Hinweisen beschrieben:

„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 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 centerline if runway equipped with a centrelight 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:

1. *Ensure No. 2 hydraulic system pressure and quantity are normal and the following landing gear advisory lights are illuminated: selector lever amber, gear green locked down (main gear only), red gear unlocked (nose gear) and all doors open.*
2. *NOSE L/G RELEASE handle – Return to stowed position.*
3. *LANDING GEAR ALTERNATE EXTENSION door – Close fully.*
4. *MAIN L/G RELEASE handle – Return to the stowed position.*
5. *LANDING GEAR ALTERNATE RELEASE door – Close fully.*
6. *LANDING GEAR lever – DN.*
7. *L/G DOWN SELECT INHIBIT SW – Normal and guarded. Check amber doors open advisory lights out (main gear only) and LDG GEAR INOP caution light out.
NOTE: It may take up to 17 seconds for the doors to close.*
8. *LANDING GEAR lever – UP. Check all gear, door and LANDING GEAR lever advisory lights out.*

If the flight crew decides to cycle the landing gear in an effort to achieve all gear down:

9. *LANDING GEAR lever – DN. Check 3 green gear locked down advisory lights illuminate, all amber doors open, red gear unlocked and selector lever amber advisory lights out.*
10. *Items 8 and 9 may be repeated in an effort to achieve 3 gear down and locked.*

CAUTION

Should the LDG GEAR INOP caution light, or loss of NO. 2 hydraulic system pressure or quantity, or any abnormality in landing gear system indication other than those associated with the affected main landing gear be experienced, see paragraph 4.21.1 ALTERNATE LANDING GEAR EXTENSION.”

Anlage 7: Prüfliste für eine Notlandung gemäss QRH

**EMERGENCY LANDING
(Both Engines Operating)**

- Flight compartment and cabin secure
- If possible ensure no passengers are seated in the plane of the propellers.

Note: Configuring the forward right hand emergency exit for ditching may require the aircraft to be depressurized to reduce the force on the lower exit door handle.

- GPWS CB (A1 - Avionics CB Panel) pull
- Emergency Lights On
- Auto/Man/Dump Dump
- ELT On
- Shoulder Harness Lock

Review appropriate Landing Considerations:

- Landing Gear Extended Page 8.3
- Landing Gear Retracted. Page 8.3
- Ditching. Page 8.4

Landing Gear Extended:

Landing Considerations:

When airplane comes to a stop:

- Emerg Brake On
- Condition Levers Fuel Off
- PullFuel/Hyd Off Handles pull
- Battery Master Off
- Evacuate airplane.

Landing Gear Retracted:

Landing Considerations:

- Flap 35
- Maintain VREF until immediately prior to flare.
- DO NOT exceed 6° nose up during flare.
- Touch down with minimum speed and minimum rate of descent without stalling.
- Give order to „SAFETY POSITION“ on PA system (30sek before touchdown)

After ground contact:

- Condition Levers Fuel Off
- PullFuel/Hyd Off Handles pull
- Battery Master Off

When airplane comes to a stop:

- Evacuate airplane.

Abbildung 15: Kopie der im *quick reference handbook* (QRH) publizierten Prüfliste (Seite 8.3, vom 22. August 2010)

Anlage 8: Details zum alternativen Ausfahren des Bugfahrwerks

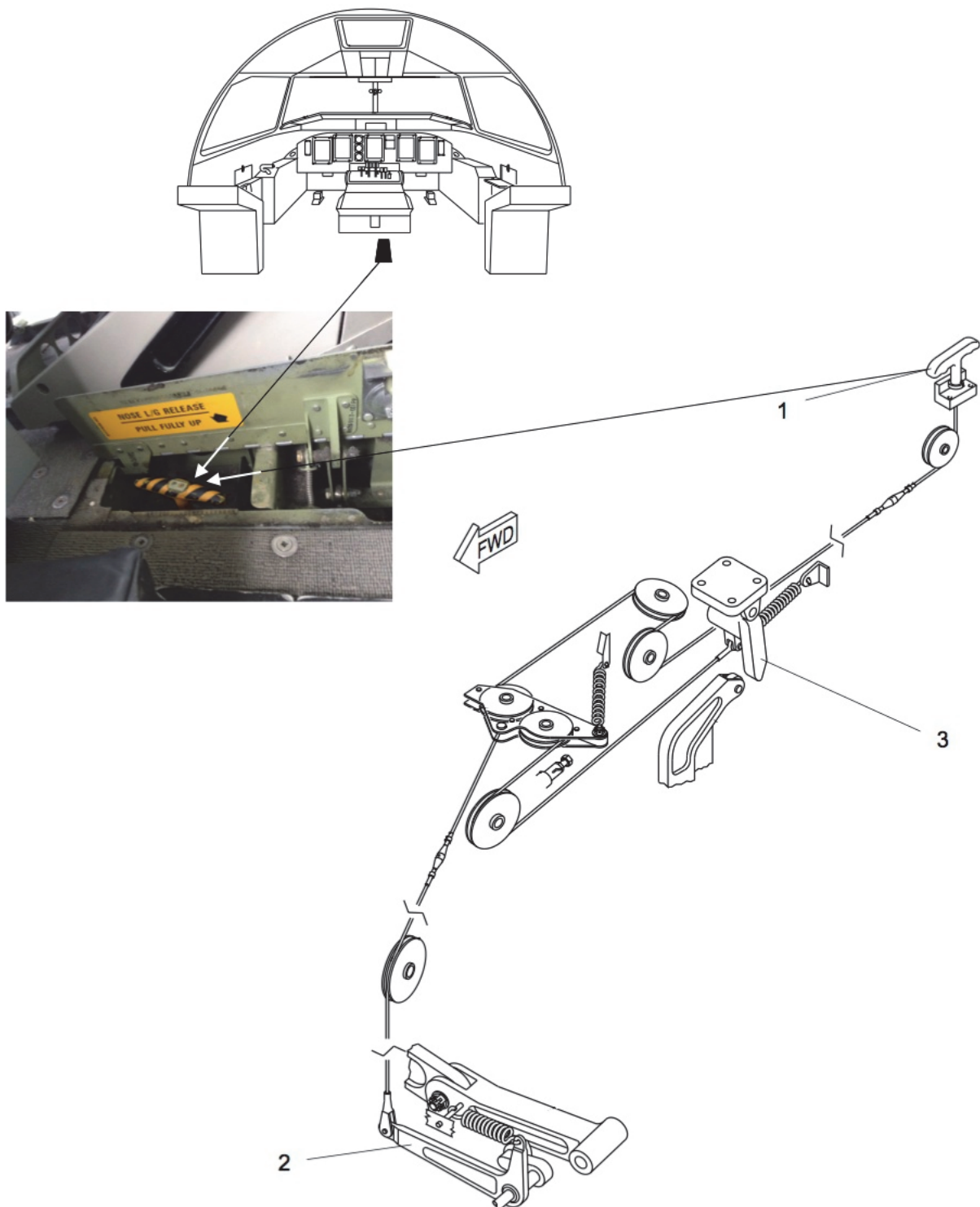


Abbildung 16: Schematische Darstellung des Mechanismus für das alternative Ausfahren des Bugfahrwerks (Abbildungen des Herstellers, adaptiert durch die SUST). Das Foto zeigt die geöffnete *landing gear alternate extension door* im Cockpitboden.

- 1: NLG *alternate release handle*
- 2: *front door alternate release operating arm*
- 3: NLG *unlock release arm*