



Schlussbericht der Eidgenössischen Flugunfall-Untersuchungskommission

über den Unfall

des Flugzeuges DC-8, CF-TIH

vom 14. März 1970

auf dem Flughafen Zürich

Sitzung der Kommission

27. Mai 1971

S C H L U S S B E R I C H T

der Eidgenössischen Flugunfall-Untersuchungskommission
über den Unfall
des Flugzeuges DC-8, CF-TIH
vom 14. März 1970
auf dem Flughafen Zürich

0. ZUSAMMENFASSUNG

Am Samstag, den 14. März 1970, rollte das Flugzeug DC-8-53 CF-TIH gegen die Schwelle der Piste 16 des Flughafens Zürich. Im Verlauf der 180 Grad Drehung in die Startrichtung klappte um 1627 Uhr¹ das Bugrad ein.

Durch den harten Aufschlag der Flugzeugnase auf der Piste wurden 4 Besatzungsmitglieder leicht verletzt. Das Flugzeug wurde verhältnismässig leicht beschädigt. An der Piste entstand kein nennenswerter Drittschaden.

Der Unfall ist darauf zurückzuführen, dass das Bugrad durch Bruch im Verriegelungs-System einklappte.

1. UNTERSUCHUNG

Die Voruntersuchung wurde mit Zustellung des Untersuchungsberichtes vom 6. Februar 1971 an den Kommissionspräsidenten abgeschlossen am 29. März 1971.

Zuständige kantonale Behörde: Bezirksanwaltschaft Dielsdorf.

2. ELEMENTE

21. Insassen

211. Besatzung

211.1 Kommandant (Captain):

¹ Alle Zeitangaben in diesem Bericht beziehen sich auf mittel-europäische Zeit (MEZ)

Jahrgang 1915, kanadischer Staatsangehöriger

Lizenz Airline Transport, zur Zeit des Unfalles gültig.

Totale Flugerfahrung: 24'535 h, wovon 1204 h auf dem Unfallmuster.

Flugzeit in den letzten 90 Tagen:	201 h
"	30: 69 h
"	7: 21 h

Dienstzeit auf dem Flug, bei dem sich der Unfall ereignete: 3 h 50 min.

Ernannt zum Kommandanten:	4.6.42
Ernannt zum Fluglehrer:	1.1.46
Ernannt zum Check-Pilot:	1.2.50 - 31.12.61

211.2 Co-Pilot (First Officer)

Jahrgang 1934, kanadischer Staatsangehöriger

Lizenz Airline Transport, zur Zeit des Unfalles gültig.

Totale Flugerfahrung: 7131 h, wovon 705 h auf dem Unfallmuster.

Flugzeit in den letzten 90 Tagen:	216 h
"	30: 71 h
"	7: 21 h

Dienstzeit auf dem Flug, bei dem sich der Unfall ereignete: 3 h 50 min.

Ernannt zum Kommandanten: 25.5.68

211.3 Co-Pilot (Second Officer)

Jahrgang 1940, kanadischer Staatsangehöriger

Lizenz Airline Transport

211.4 Navigator:

Jahrgang 1944, kanadischer Staatsangehöriger

Lizenz Canadian F

211.5 Kabinenpersonal: (6)

Purser

Assistant Purser

Stewardess
Stewardess
Stewardess
Stewardess

212. Passagiere:

Passagiere in der ersten Klasse:	13
Passagiere in der Economy-Klasse:	<u>86</u>
<u>Total</u>	<u>99</u>

22. Luftfahrzeug CF-TIH:

Eigentümer und Halter: Air Canada, Montreal
International Airport,
Dorval P.Q. Kanada

Konstrukteur und Hersteller: Douglas Aircraft Co.INC.
Sta. Monica, California,
USA

Lufttüchtigkeitszeugnis: Nr. 14'106, ausgestellt
durch das Departement of
Transport, Canada, am
20.8.68. Zur Zeit des
Unfalles gültig.

Muster: Douglas DC-8-53 mit 4
Triebwerken JT3D-3,
hergestellt durch Pratt &
Whitney, Hartford, Conn.
USA

Charakteristik: 4-motoriges Linienflugzeug.
Tiefdecker in
Ganzmetallbauweise mit
einziehbarem Bugradfahrwerk

Baujahr: 1968

Werknummer: 45'933

Vorgeschichte:

- Totale Betriebszeit: 4994 h
- Jährliche Inspektion ausgeführt am 27.9.69 in Montreal beim

Stand 3474 h. Betriebszeit seit dieser Inspektion: ca. 1520 h.

- Letzte "Maintenance Operation" ausgeführt in Montreal beim Stand 4249 h. Betriebszeit seither: ca. 745 h.
- Letzter "Line Check" ausgeführt in Montreal am 26.2.70 beim Stand 4886 h. Betriebszeit seither: ca. 106 h.
- Letzter "Enroute Check" ausgeführt unmittelbar vor dem Abflug am 14.3.70 in Zürich. Der "Enroute Check", welcher im Logbuch eingetragen wird, umfasst im Wesentlichen eine äussere, visuelle Kontrolle des Flugzeuges auf Unregelmässigkeiten, Beschädigungen, etc.

Gewichtsangaben und Schwerpunkt:

Leergewicht	137'440 lbs	62'340 kg
Nutzlast Passagiere	14'750 lbs	6'690 kg
Fracht, Gepäck	11'710 lbs	5'310 kg
Brennstoff	<u>151'000 lbs</u>	<u>68'490 kg</u>
Startgewicht	314'900 lbs	142'830 kg
Max. Abfluggewicht	315'000 lbs	142'880 kg

Der zulässige Schwerpunktbereich erstreckt sich von 23 bis 34 % MAC. Beim Unfall lag der Schwerpunkt bei 26.9 % MAC.

Das steuerbare Bugrad wird hydraulisch ein- und ausgefahren. Sollte die Hydraulik ausfallen, kann durch Schwerkraftwirkung die ausgefahrene und verriegelte Position erreicht werden. Beim Einziehen bringt der federbelastete Verriegelungszyylinder die Verriegelungsstrebe über den Totpunkt, worauf der Vorgang fortgesetzt werden kann (Beilage 1).

Der Verriegelungszyylinder sitzt am oberen Ende des Federbeines auf einem Lagerbock aus Aluminiumguss.

Der Kolben (Federbein) kann sich im Zylinder und auf dem perforierten Rohr frei auf und ab bewegen und sich drehen, je nach Belastung des Bugrades und Stellung des Steuerrades (Beilage 2). Die Steuerbewegung wird vom Steuerzylinder auf das Federbein übertragen.

23. Gelände

Der Unfall ereignete sich bei der Pistenschwelle 16 des Flughafens Zürich, 3700 x 60 m, Beton. Die Piste war trocken, eis- und schneefrei.

24. Wetter

Der Himmel war bedeckt, die Temperatur betrug +5 Grad C, windstill.

25. Organisation

Der Unfall ereignete sich anlässlich eines regulären Fluges der Air Canada, ex Zürich.

3. UNFALLHERGANG

Am Samstag, den 14. März 1970, führte das Air Canada Flugzeug DC-8-53, CF-TIH einen Charterflug von Zürich nach Toronto unter der Bezeichnung A 36 (Kursnummer AC 1836) anstelle des kursmässigen Fluges AC 879 Wien-Zürich-Montreal-Toronto durch.

Um 1317 h startete Kommandant in Wien zu einem Leerflug nach Zürich, wo er um 1417 h landete. Das Flugzeug wurde bis zum maximalen Startgewicht von 315'000 lbs oder 142'800 kg beladen. Um 1616 h erteilte der Kontrollturm die Rolllerlaubnis für die Piste 16. Um 1618 h wurde die ATC-Clearance erteilt. Über den Rollweg 2 erreichte das Flugzeug gegen 1622 h die Einmündung in die Piste 16 und musste hier wegen einer landenden Maschine kurz warten. Hierauf rollte der Kommandant auf der Piste 16 gegen die Schwelle. Am linken Rand sich bewegend, erhielt er um 1626 h die Starterlaubnis und war damit auch bereits am Pistenende angelangt. Hier leitete der Pilot nach seinen Angaben mit einer Triebwerkleistung, welche wegen der leichten Steigung der Piste über dem Leerlauf lag und ohne zu bremsen eine Rechtsdrehung um 180 Grad ein, um in Startrichtung 16 zu gelangen. Etwa 45 Grad vor dem Erreichen der gewünschten Richtung knickte das Bugrad plötzlich ein und das Flugzeug legte sich um 1627 h auf die Nase.

Die Passagiere und die Besatzung konnten das Flugzeug sofort und ohne besondere Schwierigkeiten verlassen.

4. SCHÄDEN

41. 4 Besatzungsmitglieder erlitten durch den harten Aufschlag der Rumpfnase am Boden leichte Rückenverletzungen.

42. Das Flugzeug wurde verhältnismässig leicht beschädigt.

43. An der Piste entstand kein nennenswerter Schaden.

5. SPÄTERE FESTSTELLUNGEN

51. Die Spuren der Laufräder auf der Piste ergaben, dass die Rechtsdrehung vor dem Unfall eng war, jedoch ohne Schiebepuren. Die Abwicklung des Funkverkehrs mit dem Kontrollturm war normal. Gründe für ein beschleunigtes Rollen lagen nicht vor.

52. Der Betätigungshebel für das Fahrwerk befand sich in der Stellung "ausgefahren".

53. Das Bugrad war - gemäss Spurenfeststellungen - vor dem Einknicken stark nach rechts ausgeschlagen. Nach dem Anheben des Flugzeuges wurde festgestellt, dass das Bugrad noch um ca. 45 Grad nach rechts gedreht und in dieser Lage im Bugradschacht verkeilt war. Nach Beseitigung einiger deformierter Teile von Fahrwerktraktor und Schacht liess sich das Bugrad durch Schwerkraftwirkung ausfahren.

Die Bugradsteuerung war noch etwa 10 Grad nach rechts ausgeschwenkt.

54. Die Aufzeichnungen des Flight Data Recorders wurden bei der Air Canada Base Dorval abgespielt. 3 der 7 Daten waren zu schwach, um ein für die Auswertung genügendes Signal zu erhalten. Eine einwandfreie Auswertung war somit nicht möglich. Es können demnach über allfällige Überbeanspruchungen in der Zeit vom 23.2.70 bis zum Unfall keine sicheren Angaben gemacht werden.

55. Auf der Unfallstelle blieb eine rund 4 m lange Schleifspur zurück, welche vom Scheuern der Rumpfstruktur auf der Piste herrührte. In der Mitte dieser Spur wurden u.a. 2 etwa finger-grosse Leichtmetallstücke aufgefunden, die als

Bestandteile des Lagerbockes, welcher den Verriegelungszyylinder trägt, identifiziert werden konnten.

Die Bruchflächen am Lagerbock lassen darauf schliessen, dass sich der Bruch bei einer Drehung des Bugrades nach links ereignet hat.

56. Nach Untersuchung des Bugradfahrwerkes wurde folgendes festgestellt:

- Es war unmöglich, den Kolben im Zylinder zu drehen. Normalerweise muss sich dieser frei bewegen lassen. Der Kolben hatte sich mit der "Perforated Tube" verklemmt, verursacht durch Beschädigung und Festsitzen des untern Dichtungsringes am Radius der Innenwand (s. Beilage 2 View B).
- Dieser Radius befand sich 0.39 " oder 9.9 mm ausserhalb der normalen Position (zu hoch). Somit konnten sich Abschlusswand und perforiertes Rohr in der untersten möglichen Stellung gar nicht berühren und demzufolge auch keinen definierten Anschlag bilden (Beilage 3).
- An Zylinder, Kolben oder perforiertem Rohr konnten keine weiteren Beschädigungen festgestellt werden.

57. Die Ausdehnung des Bugrad-Federbeines wurde anlässlich des "Enroute Checks" vor dem Abflug als normal befunden.

58. Die beim Rollen teilweise überfahrenen Beleuchtungskörper der Kontaktzonenbefeuerng wurden hinsichtlich Überrollbarkeit überprüft und als ordnungsgemäss befunden.

6. DISKUSSION

61. Die Besatzung war im Besitze der erforderlichen und gültigen Ausweise. Das Flugzeug war zum Verkehr ordentlich zugelassen.

62. Die Beladung, die Flugvorbereitungen und das Rollen zum Start wickelten sich im normalen Rahmen ab. Der "Enroute-Check" gab zu keinen Bemerkungen Anlass.

63. Es liegen keine Anzeichen vor, wonach die Besatzung durch Fehlmanipulation das Einziehen des Bugrades ausgelöst hätte.

64. Auf der Piste liessen sich keine Fremdkörper oder Mängel nachweisen, die das Einfahren des Bugrades ausgelöst haben könnten.

65. Der Unfall ist primär dadurch entstanden, dass das Bugrad infolge Versagens der Verriegelung beim Drehen auf der Piste einklappen konnte. Der Lagerbock des Verriegelungszyinders brach, weil die Steuerbewegung nach links direkt in den Lagerbock eingeleitet wurde.

66. Ein Verklemmen zwischen perforiertem Rohr und Kolben bewirkte, dass der Lagerbock durch eine Schwenkbewegung des Bugrades beansprucht wurde.

67. Eine Massabweichung an der Kolbeninnenwand verursachte ein abnormales Zusammenwirken zwischen perforiertem Rohr und Kolben. Diese Abweichung hat mit grosser Wahrscheinlichkeit zu einem Verklemmen zwischen perforiertem Rohr und Kolben geführt.

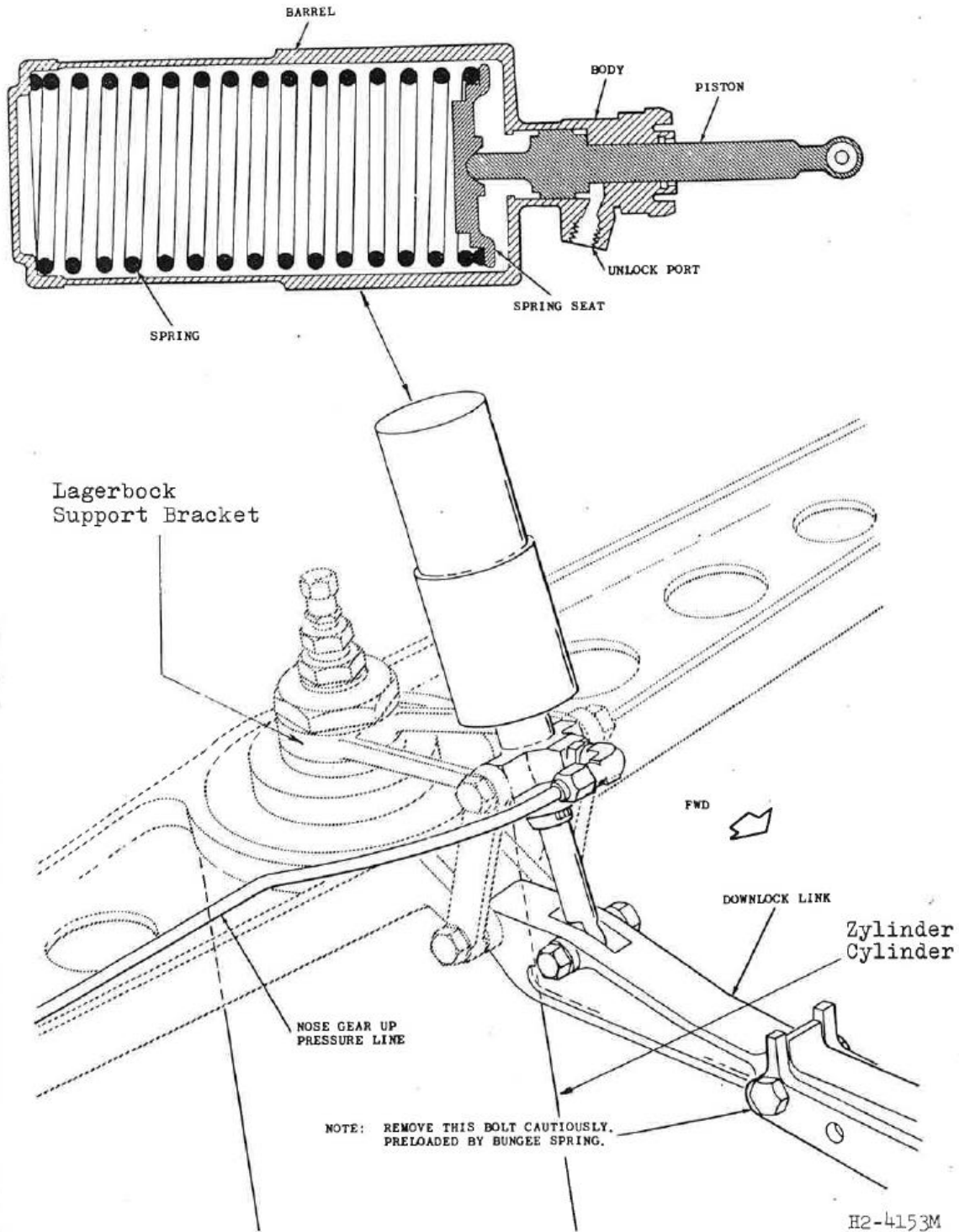
7. SCHLUSS

Die Kommission gelangt einstimmig zu folgendem Schluss: Der Unfall ist darauf zurückzuführen, dass das Bugrad durch Bruch im Verriegelungs-System einklappte.

Bern, den 27. Mai 1971

Ausgefertigt am 18. Juni 1971

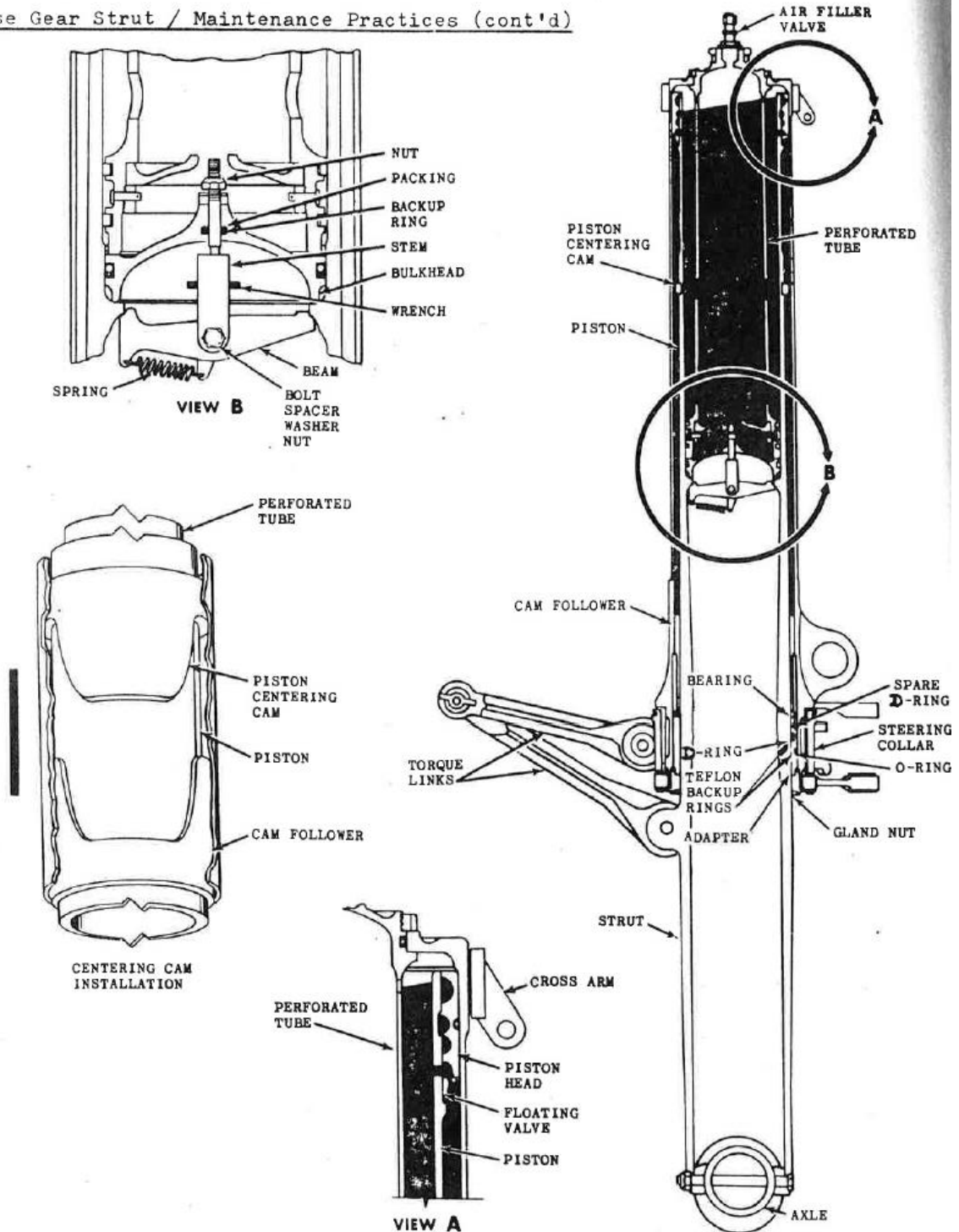
Ähnliche Fälle in den letzten 5 Jahren: --



Nose Gear Downlock Bungee Cylinder -- Schematic
Figure 1

LANDING GEAR

Nose Gear Strut / Maintenance Practices (cont'd)



Nose Gear Strut -- Schematic

Figure 202

(more)

SAS and **SWISSAIR**

