



Schlussbericht der Eidgenössischen Flugunfall-Untersuchungskommission

über den Unfall

des Flugzeugs Convair CV-990A "Coronado" HB-ICE

13. Juni 1964

auf dem Flughafen Zürich-Kloten

Sitzung der Kommission

1. Juni 1965

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

der Eidgenössischen Flugunfall-Untersuchungskommission über den Unfall des Flugzeugs Convair CV-990A "Coronado" HB-ICE

13. Juni 1964

auf dem Flughafen Zürich-Kloten

0. ZUSAMMENFASSUNG

Am Samstag, den 13. Juni 1964, ab 1406 MEZ, führte der Flugkapitän auf dem Flughafen Zürich mit dem Flugzeug CV-990 "Coronado" HB-ICE Kontrollflüge mit vier Flugkapitänen der Swissair durch. Um 1423 startete das Flugzeug nach der ersten Landung ohne Bremsen durch, um 1442 landete es zum zweiten Mal und wurde normal gebremst. Um 1448 folgte der nächste Start, um 1452 die dritte Landung. Als das Flugzeug zurückrollte, meldete der Verkehrsleiter der Besatzung, dass das Fahrwerk rauche, etwas später, dass die Erscheinung wieder aufgehört habe. Um 1500 folgte der nächste Start, 1516 die vierte Landung - wiederum ohne Bremsen mit einem Durchstart verbunden. Vor dem Abheben verlor das Flugzeug Bestandteile der linken Fahrwerkgruppe und nach dem Abheben meldete der Verkehrsleiter, dass diese Gruppe zu brennen scheine. Die Besatzung stellte einen Ausfall beider Hydrauliksysteme fest, konnte aber das Flugzeug trotz erheblicher Beeinträchtigung der Steuerbarkeit auf den Platz zurückfliegen und um 1527 landen. Dabei überrollte es den Pistenrand um weniges.

Die Insassen blieben unverletzt. Das Flugzeug zeigte schwere Schäden am Fahrwerk und am linken Flügel, die durch sukzessiven Verlust und zum Teil Explosion aller vier Reifen der linken Fahrwerkgruppe entstanden waren (rund Fr. 400.000.-). Am Pistensystem entstanden leichte Schäden (Fr.1000.-).

Der Unfall ist auf eine Überbeanspruchung des Fahrwerks durch die kurz aufeinanderfolgenden Starts und Landungen zurückzuführen, die zu einer Überhitzung der Räder und Reifen durch Brems- und Walkarbeit führte.

1. UNTERSUCHUNG

Für Reifenuntersuchungen wurde die Eidgenössische Materialprüfungs- und Versuchsanstalt beigezogen, für Energierechnungen ein Dipl. Ingenieur. Die Voruntersuchung wurde mit Zustellung des Untersuchungsberichtes vom 12. Februar an den Kommissionspräsidenten abgeschlossen am 19. Februar 1965. Das Zwischenverfahren verzögerte sich etwas durch Untersuchungen und Berichte, die bei Abschluss der Voruntersuchung noch ausstanden.

2. ELEMENTE

21. Flugzeuginsassen

211. Besatzung

Bordkommandant: Jahrgang 1923

Führerausweis für Linienpiloten vom 1.1.1951, gültig bis 12. September 1964; Flugkapitän seit 21. März 1954; Eintrag u.a. für das Unfallmuster vom 17. Januar 1962.

Gesamte Flugerfahrung über 10.000 Stunden, wovon über 1000 Stunden auf dem Unfallmuster.

Pilot: Jahrgang 1918

Führerausweis für Linienpiloten vom 9. März 1949, gültig bis 15. September 1964. Flugkapitän seit 15. März 1953; Eintrag für das Unfallmuster vom 24. März 1962.

Gesamte Flugerfahrung gegen 12.000 Stunden, wovon gegen 1300 Stunden auf dem Unfallmuster.

Pilot: Jahrgang 1917

Führerausweis für Linienpiloten vom 1. August 1947, gültig bis 26. Dezember 1964; Flugkapitän seit 5. November 1950; Eintrag für das Unfallmuster vom 1. Dezember 1962.

Gesamte Flugerfahrung über 12.000 Stunden, wovon über 1200 Stunden auf dem Unfallmuster.

Bordmechaniker: Jahrgang 1921

Ausweis für Bordmechaniker vom 30. Juni 1950, gültig bis 15. April 1965, mit Eintrag für das Unfallmuster vom 4. April

1962.

Gesamte Flugerfahrung über 15.000 Stunden, wovon über 500 Stunden auf dem Unfallmuster.

212. Weitere Insassen

Flugkapitän mit Jahrgang 1923

Flugkapitän mit Jahrgang 1917

22. Flugzeug HB-ICE "Vaud"

221. Allgemeines

Eigentümer und Halter: Swissair Schweiz. Luftverkehr A.G., Zürich.

Muster: Convair CV 990-30A "Coronado",
Werknummer 30-6-7, Baujahr
1961.

Konstrukteur und Hersteller: General Dynamics Corp., Convair
Division, San Diego, Calif.,
U.S.A.

Triebwerk: Vier Mantelstrom-Einheiten CJ
805-23B von je 7300 kg
Stand Schub in
Standardatmosphäre.

Konstrukteur und Hersteller: General Electric Corp., Flight
Propulsion Division,
Cincinnati, Ohio, U.S.A.

Charakteristik: Tiefdecker mit vier an den
Flügeln aufgehängten
Triebwerkeinheiten;
Mittelstrecken-Verkehrsflugzeug
mit 100 Fluggastsitzen.

Verkehrsbewilligung vom 30. November 1962, gültig bis 30.
Dezember 1964.

Höchstzulässiges Fluggewicht 114.758 kg, höchstzulässiges
Landegewicht 91.600 kg, Fluggewicht vor dem Unfallflug 88.000
kg, bei der letzten Landung 84.000 kg. Der Schwerpunkt befand
sich während des ganzen Fluges innerhalb der zulässigen

Grenzen.

Die einem Fluggewicht von 86.000 kg entsprechende normale Landegeschwindigkeit liegt bei 150 kt, die Aufsetzgeschwindigkeit gegen 140 kt.

Die Landeklappen befinden sich an den Flügelaustrittskanten davor auf der Flügeloberseite sind Störklappen angebracht, die einen grösseren Teil der Querruderwirkung erzeugen und zur Not-Höhentrimmung sowie zur aerodynamischen Bremsung verwendet werden. An den Eintrittskanten befinden sich Nasenklappen, die zur Auftriebserhöhung dienen.

222. Hydraulik

Das Muster ist mit zwei voneinander unabhängigen Hydrauliksystemen ausgerüstet. Ein Totalausfall beider Systeme in der Luft wirkt sich unter anderem wie folgt aus:

- Landeklappen, Störklappen und Nasenklappen können nicht mehr betätigt werden; Stör- und Nasenklappen werden durch Luftkräfte beeinflusst.
- Die Höhenflosse bleibt mechanisch und elektrisch, das Seitenruder sowie das Querruder mit stark reduzierter Wirkung mechanisch bedienbar.

223. Fahrwerk

1. Das Fahrwerk besteht aus dem Bug- und dem Hauptfahrwerk. Das letztere umfasst eine linke und eine rechte Fahrwerkgruppe mit je vier in Zweiertandem angeordneten Rädern. In Flugrichtung gesehen, werden die Räder wie folgt beziffert:



2. Räder und Bremsen sind ein Fabrikat der Fa. Bendix Corp. South Bend, Ind., U.S.A. mit der Musterbezeichnung 152.051-3 bzw. 152.052-2. Jedes Rad ist ausgerüstet mit einer Blockierschutzvorrichtung Bendix Hytrol.
3. Das Bremssystem des Hauptfahrwerks umfasst ölgesteuerte,

luftgekühlte Scheibenbremsen. Von den Pedalen aus wird die Bremskraft über Seile und Gestänge je für eine Fahrwerkgruppe - auf zwei Steuerventile übertragen und dort in Öldruck umgewandelt. Dieser verzweigt sich auf die jedem Rad zugeordneten Blockierschutz-Kontrollventile, die auf Signal eines elektronischen Reglers den Bremsdruck in den Rücklauf und auf den Justierkolben leitet. Der letztere reguliert nach jeder Bremsung das Spiel der Bremsscheiben. Die nachfolgenden Dreiweg-Rückschlagventile trennen das Notluftsystem vom normalen Bremsöl. Von ihnen gehen die Druckleitungen auf die Bremsbetätigungsorgane, welche bei Bremsung die stationären an die rotierenden Bremsscheiben anpressen. In der Radachse ist ein Drehzahlfühler angebracht, welcher dem elektronischen Regler eine der Raddrehzahl proportionale Frequenz zuführt

Der Regler überwacht die Drehverzögerungen und veranlasst gegebenenfalls das Blockierschutz-Kontrollventil zum Druckablass. Der Blockierschutz kann von der Besatzung ein- und ausgeschaltet werden.

4. Die Haupt-Fahrwerksbremsen werden durch eines der beiden Hydrauliksysteme gespiesen. Fällt dieses aus, so kann in beschränktem Umfang Öldruck aus einem Speicher bezogen werden. Bei Ausfall der Hydraulik ist eine pneumatische Notbremsung möglich, die aber in der Wirkung beschränkt, nur grob dosierbar und symmetrisch ist; dabei funktioniert der Blockierschutz nicht mehr.
5. Die Felgen aller Räder sind mit Schmelzsicherungen versehen, die bei einer Felgentemperatur von $147^{\circ} (\pm 2^{\circ})$ C ansprechen und den Pneudruck ablassen, um so eine Explosion zu verhindern.
6. Die Räder sind mit schlauchlosen Reifen versehen, die einen Aussendurchmesser von 104 cm, eine Felgenbettweite von 38 cm und eine grösste Breite von 45.5 cm aufweisen (41 x 15-18 Zoll). Die innerste Lage besteht aus einer Butylgummischicht, die zusammen mit der Felge die hermetisch abgeschlossene Luftkammer bildet. Die darüber liegende Karkasse ist das tragende Element und bestimmt die Geometrie des Reifens; sie ist aus 18 kreuzweise aufeinanderliegenden Kordlagen zusammengesetzt, von denen jede

aus einer Vielzahl von parallel aneinandergeliebter Kordfäden besteht. Der Wulst ist durch zwei Drahtbündel verstärkt und bildet die Sitzfläche des Reifens auf der Felge. Über der Karkasse befindet sich die profilierte Gummischicht, über welche der Kontakt mit der Fahrunterlage hergestellt wird.

7. Die Reifen werden jeweils nach durchschnittlich 70 Landungen aufgummiert. Die Aufgummierung wird von der Swissair an die Fa. Pneu-Mäder A.G. in Zürich vergeben. Auf dem Unfall waren die einzelnen Räder wie folgt ausgerüstet:

Nr. 1: Goodrich 0965-503 , einmal aufgummiert, Mai 1964

Nr. 2: Goodrich 0518-N-896, noch nie aufgummiert

Nr. 3: Goodrich 07391-G-706, zweimal aufgummiert, zuletzt im Mai 1964

Nr. 4: Goodyear 1-E-0215, einmal aufgummiert, Mai 1964

Nr. 5: Goodrich 0094-697, einmal aufgummiert, April 1964

Nr. 6: Goodyear 2-P-0170, dreimal aufgummiert, zuletzt im Februar 1964

Nr. 7: Goodrich 2003-697, zweimal aufgummiert, zuletzt im Mai 1964

Nr. 8: Goodrich 15082-G-706, zweimal aufgummiert, zuletzt im April 1964

8. Es bestehen keine Anhaltspunkte dafür, dass der äusserlich erkennbare Zustand des Fahrwerks - einschliesslich Bremssystem und Pneus - den Lufttüchtigkeitsanforderungen in irgendeinem Punkt nicht entsprochen hätte.

9. Bei frisch montierten Rädern, die noch überschüssiges Schmierfett enthalten, zeigen sich gelegentlich nach Landebremungen auch bei normalen Temperaturwerten vorübergehende Rauchentwicklungen.

10. Das Bremssystem ist in verschiedenen Punkten anders aufgebaut als dasjenige des Musters SE-210 "Caravelle" und

galt im Betrieb der Swissair als weniger empfindlich.

23. Gelände

(Landeskarte der Schweiz 1:50.000, Blatt 215 Baden)

Der Unfall ereignete sich auf dem Flughafen Zürich, und zwar das kritische Aufsetzen auf der Westpiste 28 (2500m x 60m), die nachherige Landung auf der Instrumentenflugpiste 16 (3700m x 60m). Die Pisten sind auf beiden Seiten mit Schultern versehen, die aus einem zwei Meter breiten Betonband und einem dreissig Meter breiten, humusierten Kieskoffer bestehen.

Die Piste 28 weist in den ersten zwei Dritteln ihrer Länge ein Gefälle von durchschnittlich 0.5% auf, im letzten Teil eine Steigung von 0.3%. Die Piste 16 hat in den ersten 800 Metern ein Gefälle von 0.7%, nachher liegen die Niveauunterschiede innerhalb ± 2 m.

Das ganze Pistensystem des Flughafens war am Unfalltag trocken.

Koordinaten nach Stillstand des Flugzeugs (Ende Piste 16)
684.150/256.050, 422 m/M (1414 ft), Gemeindebann Kloten.

24. Wetter

Am Unfalltag herrschte über dem Flughafen Zürich schönes Wetter mit guter Sicht. Wind 7 kt aus 040°, Lufttemperatur 29°, Feuchtigkeit 40%.

25. Vorschriften

251. Das Flugbetriebshandbuch der Swissair (FOM) enthält die folgende Bestimmung über den Zweck von Muster-Kontrollflügen zur Erneuerung des Führerausweises ("equipment checks") in Ziffer 5.9.1, Blatt 1-2:

212: On an Equipment Check the pilot has to demonstrate his ability:

- To perform instrument flying and various approach Systems, e.g. ILS, GCA, etc.
- To execute emergency procedures such as engine failure on take-off, approaches and landings with engine failure, handling of emergencies during

flight.

- To show his technical knowledge of the aircraft.

252. Das Flugzeug-Flughandbuch der Swissair (AFM) enthält - in Erweiterung des vom Hersteller mit dem Flugzeug abgegebenen Handbuches - eine graphische Darstellung kritischer Bremsbeanspruchungsgrenzen bei Landungen und Startabbrüchen. Die Graphik enthält über dem Fluggewicht einerseits, der Dichtehöhe andererseits aufgetragene Kurven, die verschiedenen Geschwindigkeiten bei Bremsbeginn entsprechen, und ist in vier Bereiche eingeteilt:

- Im untersten Bereich sind keine besonderen Vorkehrungen vorgeschrieben.
- In der "Zone 1" sind Abkühlungszeiten von 10-60 Minuten vorgeschrieben, mit folgenden Bemerkungen:

"Whenever brakes had to be applied extensively during a landing or in case of a rejected take-off, evaluate the required ground cooling time from the diagram beside.

Inflight cooling is approximately one third of the ground cooling time and shall only be applied for training flights."

- Die "Zone 2" wird als "Caution Zone" bezeichnet. Hier ist Rückkehr zum Abstellplatz, Ausladung der Fluggäste und Startverschiebung um 90 Minuten vorgeschrieben.
- Die "Zone 3" wird mit "Danger Zone" bezeichnet; hier wird mit Feuerausbruch gerechnet und Auswechslung der Räder vorgeschrieben.

Die Graphik war ursprünglich vom Herstellerwerk einer amerikanischen Fluggesellschaft auf Grund einer Vorfallauswertung übergeben worden; sie war von der Swissair im August 1962 in ihr Flugzeug-Flughandbuch übernommen worden.

In der privaten Zeitschrift "Convair Traveler", die vom Herstellerwerk herausgegeben wird, wurde eine ähnliche Graphik in Bd.15, Nr. 1 (Mai-Juni 1963) veröffentlicht mit folgenden Erläuterungen:

- im untersten Bereich: No special procedure

required, except for repeated stops, as in pilot training. Cool gear thoroughly before anticipated full stop landing.

- im zweituntersten Bereich: If brakes are to be cooled on ground before take-off, use GROUND COOLING column. If immediate take-off is to be made, use FLIGHT COOLING column. Gear must be extended for required period for flight cooling.

3. FLUGABLAUF UND UNFALL

31. Am Samstag, den 13. Juni 1964, bediente das Swissair-Flugzeug CV-990 "Coronado" HB-ICE am Vormittag die Linie Zürich-Athen-Zürich (Landung 1140 MEZ). Nach routinemässiger Durchführung der vorgeschriebenen Kontrollen wurde es um 1400 MEZ auf dem Flughafen Zürich vom Chefpiloten der Swissair, zur Durchführung von Kontrollflügen mit vier Flugkapitänen der Swissair übernommen. Der Flugkapitän und Chefpilot nahm für das ganze Programm den rechten Pilotensitz ein, der Bordmechaniker den seiner Funktion zugeordneten Sitz.

32. Als erster Pilot setzt sich ein Flugkapitän auf den linken Sitz. Nach den üblichen Kontrollen rollt er das Flugzeug auf die Piste 28. Der erste Teil des Fluges verläuft wie folgt (die Daten beruhen zum Teil auf der Auswertung des Flugdatenschreibers und des Tonbandes der Verkehrsleitung):

1406 Start auf Piste 28
Nach dem Abheben simulierter Triebwerkausfall

1423 Aufsetzen auf Piste 28
Geschwindigkeit 130 kt
Vertikalbeschleunigung ± 0.25 g
Kurzes Rollen ohne Bremsen
Anschliessend Start mit Abheben im letzten

Pistendrittel

1429 Anflug viermotorig ILS bis auf 100 ft über Piste 16

1432 Ausziehen ohne Landung über Piste 16

1442 Aufsetzen auf Piste 16

Geschwindigkeit 130 kt

Vertikalbeschleunigung $-0.1/+0.3$ g

Schubumkehr mit 90-96% der Basisdrehzahl

Verzögerung bis 2.38 m/sec^2

Bremsbeginn bei ca. 110 kt

Rollweg in 30 Sekunden ca. 1400 m

1448 Start auf Piste 28 dreimotorig

Unmittelbar nach dem Start wird die vierte Einheit wieder eingesetzt und das Fahrwerk zur Kühlung wieder ausgefahren.

Steigflug bis 2500 ft mit anschliessendem Anflug auf Piste 28

1452 Aufsetzen auf Piste 28

Geschwindigkeit 140 kt Vertikalbeschleunigung $-0.3/+0.45$ g

Schubumkehr mit 90-96% der Grunddrehzahl

Verzögerung bis 1.72 m/sec^2

Bremsbeginn bei ca. 110 kt

Zurückrollen über Rollweg und Vorfeld auf Piste 28

33. Als das Flugzeug über das Vorfeld rollt, stellt der Verkehrsleiter auf dem Kontrollturm vorübergehend Rauchentwicklung an der linken Fahrwerkgruppe fest und meldet dies der Besatzung. Auf Anfrage der Besatzung bestätigt er, dass die Erscheinung wieder aufgehört habe. Auf Grund dessen entschliesst sich der Flugkapitän, ihr keine weitere Beachtung zu schenken und das Programm fortzusetzen.

34. Auf dem Halteplatz der Piste 28 übernimmt der zweite Flugkapitän den linken Pilotensitz und rollt um 1459 auf die Piste (das Flugzeug hat bisher eine Rollstrecke von insgesamt 13.500 Metern zurückgelegt). Unter seiner Führung verläuft der zweite Teil des Fluges wie folgt:

- 1500 Start auf Piste 28
- 1511 Anflug auf Piste 16
- 1513 Ausziehen ohne Landung über Piste 16
- 1516 Aufsetzen auf Piste 28
Geschwindigkeit 135 kt Vertikalbeschleunigung -
0.3/+0.45 g
Kurzes Rollen ohne Bremsen. Bodenzeugen beobachten
ständig stärker werdende Rauchentwicklung an der
linken Fahrwerkgruppe. Vor dem Abheben verliert das
Flugzeug Bestandteile der linken Fahrwerkgruppe.
Die Besatzung stellt ein leichtes Vibrieren fest.
- 1517 Abheben im letzten Pistendrittel. Unmittelbar
nachher verspürt die Besatzung ein
aussergewöhnliches, starkes Schütteln. Der
Flugkapitän ordnet an, dass das Fahrwerk
ausgefahren und die Landeklappen in Startstellung
auf 10° bleiben. Der Verkehrsleiter meldet: "... left
gear seems to be burning." Im Flugzeug meldet einer
der Piloten aus der Kabine, dass beim linken Flügel
Treibstoff ausfließe. Auf dem Flughafen rücken
Feuerwehr und Rettungsdienst aus.
- 1518 Der Flugkapitän bemerkt, dass der Druck beider Hy-
drauliksysteme vollständig zusammenfällt und
ersucht um Landebewilligung auf Piste 16.
- 1519 Der Verkehrsleiter meldet: "You have lost quite a
lot from your left gear on the runway 28 ..."
- 1522 Überflug des Kontrollturms zur Kontrolle des Fahr-
werks; der Verkehrsleiter meldet, dass an der lin-
ken Fahrwerkgruppe die beiden hinteren Reifen feh-
len.
- 1525 Das Flugzeug fliegt in Platznähe eine weite Links-
kurve, aus 2700 ft absinkend.
- 1526 Der zweite Flugkapitän stellt starke Verminderung
der Querruderwirkung fest und hat Schwierigkeiten,
das Flugzeug aus der Kurve wieder aufzurichten. Der
erste Flugkapitän übernimmt die Regulierung des
Triebwerks und kann durch Mehrleistung der beiden

kurveninneren Einheiten das Flugzeug wieder in Normallage bringen. Von jetzt an reguliert er die Anfluggeschwindigkeit und hilft bei der Querlagesteuerung durch asymmetrische Triebwerkleistung, während der zweite Flugkapitän die übrige Steuerung besorgt.

1527 Aufsetzen auf Piste 16 etwa 600 m nach der Pistenschwelle

Geschwindigkeit 150 kt Vertikalbeschleunigung - 0.3/+0.3 g

Sofortige Betätigung der Schubumkehr, dann der Notluftbremse, letzteres ohne spürbare Wirkung. Das Flugzeug kann bis fast Ende Piste und auf eine Geschwindigkeit von 30-40 kt hinunter durch asymmetrische Schubumkehr einigermaßen gerade gehalten, dann aber nicht mehr am Ausbrechen gehindert werden. Es rollt mit den Bugrädern und der linken Fahrwerkgruppe kurz vor Pistenende über den linken Pistenrand. Die linke Fahrwerkgruppe gräbt sich etwa einen Meter tief ein, und das Flugzeug bleibt stehen. Einige Minuten später sprechen die Schmelzsicherungen der rechten Fahrwerkgruppe an.

4. SCHÄDEN

41. Die Insassen blieben unverletzt.

42. Das Flugzeug erlitt schwere Schäden am Fahrwerk und am linken Flügel (Kosten rund Fr.400.000.-), immerhin ohne Deformationen an der Gesamtstruktur. Die Instandstellung des Flugzeugs benötigte zehn Tage.

43. Am Ende der Piste entstanden leichte Schäden (rund Fr.1000.-).

5. SPÄTERE FESTSTELLUNGEN

51. Trümmerverteilung

511. Auf der Westpiste 28 wurden in einem Bereich von einem bis zwei Kilometer nach der Pistenschwelle Brems- und Walkspuren gefunden, die von der linken Fahrwerkgruppe herrührten, ferner Reifenteile von allen vier Rädern dieser Gruppe und Felgentrümmer von den Rädern Nr. 1, 3 und 4.

512. Auf der Instrumentenpiste 16 wurden Brems-, Walk- und Schleifspuren festgestellt, die 1100 Meter nach der Pistenschwelle einsetzten und sich über 2500 Meter bis zum Punkt erstreckten, an welchem das Flugzeug schliesslich liegen blieb, ferner im gleichen Bereich Reifenteile der Räder Nr. 6 und 8 und Felgenstücke von allen Rädern der linken Fahrwerkgruppe.

513. Im linken Flügel wurden Felgenbruchstücke von allen Rädern der linken Fahrwerkgruppe vorgefunden.

52. Äusseres Schadenbild

521. Zusammengefasst zeigte sich folgendes Schadenbild am Unfallflugzeug:

- Zerstörung der Reifen an allen vier Rädern der linken Fahrwerkgruppe sowie an den äusseren Rädern (Nr. 6 und 8) der rechten Gruppe.
- Felgenbrüche an allen vier Rädern der linken Fahrwerkgruppe.
- Schäden am und im linken Flügel, vor allem an den Lande- und den Störklappen, an Hydraulikleitungen und am Steuergestänge.

522. Das Bremssystem der linken Fahrwerkgruppe zeigte, auf die einzelnen Räder bezogen, folgendes Bild:

- Ausgebrochene Bremsbeläge an den statischen Brems Scheiben: Nr. 1 nur an einer Scheibe grössere Ausbrüche, Nr. 2 und 4 durchwegs starke, Nr. 3 wenig Ausbrüche.
- Gummiablagerungen auf Radkörpermaterial: Nr. 1 starke, Nr. 2 weniger starke, Nr. 3 und 4 praktisch keine Ablagerungen.
- Anlassfärbung der rotierenden Brems Scheiben: Nr. 1 und 4 überall vorhanden, an den übrigen nur teilweise, Nr.

2 stärker als Nr. 3.

- Schmelzsicherungen: Nr. 1 alle vier ausgeschmolzen; Nr. 2 nur drei aufgefunden, nicht ausgeschmolzen; Nr. 3 nur zwei aufgefunden, ausgeschmolzen; Nr. 4 alle ausgeschmolzen.

523. Das Bremssystem der rechten Fahrwerkgruppe zeigte folgendes Bild:

- Ausgebrochene Bremsbeläge an den statischen Brems scheiben: keine.
- Gummiablagerungen auf Radkörpermaterial: keine.
- Anlassfärbung der rotierenden Brems scheiben: keine.
- Schmelzsicherungen: Nr. 5 und Nr. 7 alle vier ausgeschmolzen; Nr. 6 und Nr. 8 keine ausgeschmolzen.

53. Detaillierte Materialuntersuchungen

531. Radkörper

1. Die metallographischen, chemischen und Festigkeitsuntersuchungen ergaben keine Hinweise auf vorbestandene Mängel im Werkstoff bzw. an den Schmelzsicherungen, von welchen die Schäden hätten ihren Ausgang nehmen können. Die festgestellten Werte lagen durchwegs innerhalb der massgebenden Materialspezifikationen.
2. Die Kontrolle einer Vergleichsserie von Schmelzsicherungen zeigte durchwegs sehr geringe Abweichungen ($\pm 1^{\circ}\text{C}$) vom Mittelwert der Ansprechtemperatur von 147°C .
3. Die Untersuchungen liessen darauf schliessen, dass ausser der Bremswärme gewisse zusätzliche Wärmewirkungen von den Reifen her auf die Felgen geführt wurden, durch Reibungs- oder starke Walkarbeit entstanden; dies namentlich im Rad Nr. 1, in geringerem Ausmass im Rad Nr. 2, nicht aber in den Rädern Nr. 3 und Nr. 4, die auch keine Hinweise auf extrem hohe Bremswärme zeigten.

532. Reifen

1. Die Untersuchung der Resthaftfestigkeit der Kordlagen zeigte beim Reifen Nr. 3 geringere Hitzeschäden als bei den

übrigen Reifen.

2. Die Untersuchung der Zugfestigkeit und Bruchdehnung der Kordfäden zeigte bei sämtlichen Reifen der linken Fahrwerkgruppe erhebliche Schäden von einer Art, die nicht auf blosse Erhitzung durch Wärmeübertragung, sondern auf Erhitzung durch übermässige Walkbeanspruchung schliessen liess.
3. Die Untersuchung der Härte und Elastizität des Reifengummi zeigte folgendes:
 - Der Laufflächengummi war praktisch nicht beschädigt; die festgestellten Veränderungen zeigten den bleibenden Einfluss der Erwärmung.
 - Der Seitenwandgummi aller Reifen war durch Hitzeeinfluss stark geschädigt, und zwar durch beträchtlich erhöhte Walkbeanspruchung, ohne wesentliche Unterschiede zwischen den beiden Fahrwerkgruppen.
 - Der Zustand der Wulstringe liess darauf schliessen, dass die Felgen beider Fahrwerkgruppen etwa auf dasselbe Temperaturniveau erhitzt waren und kein erheblicher Temperaturunterschied zwischen inneren und äusseren Felgenseiten bestand.
 - Die Untersuchung des Butylkautschuks liess darauf schliessen, dass die Reifen der rechten Fahrwerkgruppe kürzer als jene der linken Gruppe erhitzt worden waren, dass in irgendeinem Zeitpunkt der Reifen Nr. 1 die höchste Temperatur erreicht, dass aber auch die Reifen Nr. 2, 3 und 4 aussergewöhnlich hohe Erhitzung (250-300°) erfahren hatten.
4. Es ergaben sich verschiedene Hinweise darauf, dass die Zerstörung der Reifen nicht so sehr auf hohe Felgentemperaturen zurückzuführen war (insbesondere die Anzeichen erheblich höherer Temperatur in der Zenithzone der Butylkautschukschicht im Vergleich zu den Wulstringen und das Fehlen eigentlicher Hitzeschäden an den Wulstringen), als vornehmlich auf übermässige Walkbeanspruchungen.
5. In den aufgummierten Reifen der Räder Nr. 1, 3 und 4 hatte sich die Lauffläche abgelöst, nicht aber im nichtaufgummierten Reifen des Rades Nr. 2. Der Reifen des

Rades Nr. 3 zeigte eine geringere Haftung der aufgummierten Lauffläche zufolge eines Bindefehlers.

6. Die Untersuchungen liessen auf die folgende Reihenfolge in der Reifenzerstörung an den Rädern der linken Fahrwerkgruppe schliessen:

- Nr. 3: Der Reifen fällt als erster aus, wobei der Ausfall entweder ausgelöst wird durch das Ansprechen der Schmelzsicherungen mit nachfolgendem Druckverlust oder durch die Ablösung der Lauffläche unter der Walkbeanspruchung mit nachfolgender Explosion der überhitzten Karkasse.
- Nr. 4: Der Reifen erfährt nach Ausfall des Reifens Nr. 3 eine zusätzliche mechanische Belastung. Nach dem Ansprechen der Schmelzsicherungen wird der drucklose Reifen durch Walkarbeit zerstört und abgerissen.
- Nr. 2: Der Reifen wird durch Felgenbruchstücke eines hinteren Rades verletzt und explodiert, noch bevor die Sicherungen schmelzen; der Rest wird durch Walkarbeit zerstört und abgerissen.
- Nr. 1: Der Reifen wird durch Felgenbruchstücke eines hinteren Rades verletzt, aber ohne wesentliche Schädigung der Karkasse. Er hat nun die ganze Restlast der linken Gruppe zu tragen. Die starke Walkarbeit führt zu weiterer Überhitzung, worauf die Lauffläche abreisst und die Karkasse explodiert, noch bevor die Sicherungen schmelzen; der Rest wird durch Walkarbeit zerstört und abgerissen.

54. Energierrechnung

541. Die angestellten Energierrechnungen konzentrierten sich auf die Frage, ob die Felgen bremsseitig durch die Einwirkungen, die mit dem durchgeführten Flugprogramm verbunden waren, Temperaturen erreichen konnten, bei welchen die Schmelzsicherungen ansprechen mussten. Sie zeigten, dass die Felgentemperaturen nach der zweiten Landung hart an der

Ansprechgrenze gelegen haben müssen; die Annahme einer Schubumkehr von 90% führt etwas über diese Grenze hinaus, die Annahme einer Schubumkehr von 96% lässt sie knapp erreichen.

542. Die rechnerische Auswertung der verfügbaren Arten zeigte, dass die Bremsen nur etwa zu einem Achtel bis zu einem Fünftel der höchstmöglichen Bremsung beansprucht worden waren.

55. Blockierschutzvorrichtung

Da die Energierechnung das Ansprechen der Schmelzsicherungen nur auf Grund des Flugprogramms nicht sicher nachweisen konnte, wurden weitere Möglichkeiten für das Auftreten von Zusatztemperaturen anhand eines morphologischen Schemas untersucht (Beilage 3). Es zeigt, dass bei ungleicher Bremsung zufolge eines technischen Defekts der Fall, dass ein Rad zu wenig bremst und die übrigen Räder der betreffenden Gruppe zusätzlich beansprucht und erwärmt werden, wesentlich wahrscheinlicher ist als zu starke Bremsung eines Einzelrades.

Die störanfälligsten Elemente befinden sich in der Blockierschutzvorrichtung; das unsicherste Glied - da keiner Nachkontrolle zugänglich - ist im vorliegenden Fall der Drehzahlfühler. Eine Systemgrenze, die in ihrer Auswirkung zu einer zusätzlichen Erwärmung führen kann, zeigt sich im Fall des langsamen Rollens an der Schwelle des zuverlässigen Ansprechens. Durch Versuche wurden solche Verhältnisse auf dem Prüfstand simuliert, doch gelang es nicht, eine Unzuverlässigkeit bei niedrigen Drehzahlen tatsächlich nachzuweisen.

6. DISKUSSION

61. Zur Entstehung der Primärschäden

611. Die Primärschäden sind zweifellos auf eine Überbeanspruchung des Fahrwerks zurückzuführen, die zu einer Überhitzung der Räder führte. Diese Überhitzung hatte zwei voneinander weitgehend unabhängige Ursachen:

- einerseits die Bremsarbeit, die sich auf Bremssystem und Radkörper auswirkte,

- andererseits die Walkarbeit, die sich auf die Reifen auswirkte.

612. Das eigentliche Unfallgeschehen nahm seinen Ausgang von Rad Nr. 3. Von welcher Seite her die Auslösung erfolgte, ist ungewiss:

- Es kann zuerst infolge der bremsbewirkten Überhitzung der Felge die Schmelzsicherung angesprochen haben, worauf der bereits erhitzte Reifen unter Druckverlust und Walkarbeit zerstört wurde;
- oder es kann infolge der mechanischen und thermischen Überbelastung durch Walkarbeit die Zerstörung des Reifens durch Ablösung der Lauffläche bereits eingeleitet und vorgeschritten gewesen sein, als die Schmelzsicherung auch noch ansprach.

Beide Varianten vermögen die weitere Ausdehnung der Schäden im Rad Nr. 3 und auf die übrigen Räder hinreichend zu erklären. Die erste Variante ist vor allem deshalb wahrscheinlicher, weil die Folge Druckverlust-Laufflächenablösung zugleich einer einleuchtenden Kausalreihe entspricht, während die umgekehrte Folge eher ein zufälliges Zusammentreffen bedeuten würde.

Ob sich ein wesentlich anderes Bild ergeben hätte, wenn die Aufgummierung im Rad Nr. 3 keinen Bindefehler aufgewiesen hätte, muss offen bleiben. Die Ausgangslage für einen ähnlichen Ablauf durch eine ähnliche Auslösung war sowohl hier wie auf anderen Rädern durchaus gegeben.

613. Die angestellten Untersuchungen und Berechnungen haben erwiesen, dass sich die Überbeanspruchung, welche den eingetretenen Schäden zugrunde liegt, aus dem ausgeführten Flugprogramm hinreichend erklären lässt. Das Programm musste - auch mit der tatsächlich unterdurchschnittlichen Stärke der einzelnen Bremsungen - mindestens in den Bereich hineinführen, in welchem solche Schäden eintreten können. Ein zusätzlich mitwirkender Defekt oder Funktionsmangel kann nicht mit Sicherheit ausgeschlossen werden, ist aber nicht wahrscheinlich und durch keine positiven Anhaltspunkte indiziert.

614. Die einzelnen Punkte des Programms sind in keiner Weise zu

beanstanden; hingegen wies das Programm insgesamt einen entscheidenden Mangel auf: Die Zeiträume zwischen den einzelnen Starts und Landungen - insbesondere zwischen den beiden Landungen mit Bremsung von 1442 und 1452 - waren für eine genügende Abkühlung der Bremsen, Felgen und Reifen objektiv zu kurz.

615. Da die Bremsen bei der ersten Landung nicht voll beansprucht worden waren, ist es verständlich, dass der Bordkommandant die dabei entstandenen Temperaturen nicht für so kritisch hielt, dass ihm eine längere Abkühlungszeit notwendig schien. Auch bei der zweiten Landung wurden die Bremsen nicht voll beansprucht. Die Voraussetzung für die Anwendung der Abkühlungszeiten gemäss "Zone 1" der im Flughandbuch enthaltenen Graphik war jedenfalls nicht ohne weiteres gegeben: "Whenever brakes had to be applied extensively during a landing ...". Darüberhinaus erhielt nun aber der Bordkommandant mit der Meldung der Verkehrsleitung, dass sich am Fahrwerk Raucherscheinungen zeigten, ein zusätzliches Element für die Beurteilung der Lage. Nun traten Raucherscheinungen am Fahrwerk gelegentlich bei durchaus normalem Betrieb und ohne Überhitzung der Räder und Bremsen auf (s.223.9); die ausdrückliche Rückfrage des Kommandanten ergab, dass die Erscheinung wieder aufgehört hatte, und die Erfahrungen aus dem vorausgegangenen Absturz der Swissair-"Caravelle" HB-ICV (Nr. 1963/37) wegen verschiedener Elemente liessen (s.223.10) nicht ohne weiteres auf ähnliche Gefahren beim "Coronado" schliessen. So ist die Auffassung des Bordkommandanten verständlich, die gemeldete Erscheinung sei harmlos und das Programm könne ohne Gefahr fortgesetzt werden.

Objektiv aber dürfte der Rauch von erhitzten Reifen und nicht von verbranntem Schmierfett gekommen sein; die Feststellung während des Rollens und aus dem Kontrollturm deutet ferner darauf hin, dass es sich im Ausmass um mehr gehandelt haben dürfte, als um den harmlosen anderen Fall, der in der Regel nach Ankunft auf dem Standplatz und aus der Nähe festgestellt wird.

62. Zum weiteren Verlauf

621. Die schwere Beeinträchtigung der Steuerbarkeit, die das

Flugzeug nach dem Eintritt der Fahrwerkschäden im Start und in der Luft erfuhr, lässt sich durch die Folgeschäden, welche der Einschuss von Radteilen in den linken Flügel an der Hydraulik - Totalausfall beider Systeme - und an anderen Teilen bewirkte, mühelos erklären.

622. Die Besatzung hat sich in dieser sehr kritisch gewordenen Situation unter Führung des Bordkommandanten in jeder Hinsicht zweckmässig verhalten und damit eine Katastrophe verhütet.

7. SCHLUSS

Die Untersuchungskommission gelangt einstimmig zu folgendem Schluss: Der Unfall ist auf eine Überbeanspruchung des Fahrwerks durch kurz aufeinanderfolgende Starts und Landungen zurückzuführen, die zu einer Überhitzung der Räder und Reifen durch Brems- und Walkarbeit führte.

Zürich-Kloten, den 1. Juni 1965.

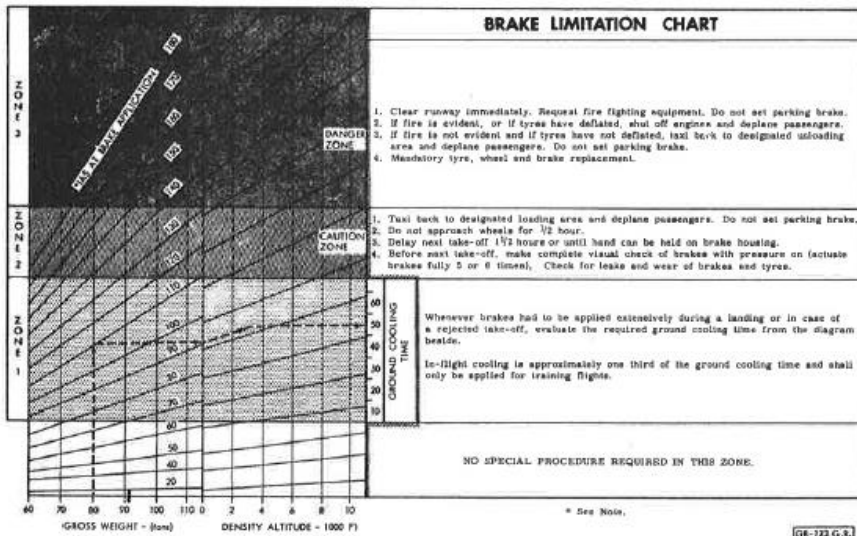
Ausgefertigt am 2. Juni 1965.

Ähnlicher Fall: HB-ICV, 4.9.1963, Dürrenäsch (1963/37).

Beilagen:

1. Brake Limitation Chart
2. Flugdatenschreiber und Energierechnung
3. Morphologie der Defekte

Brake Limitation Chart

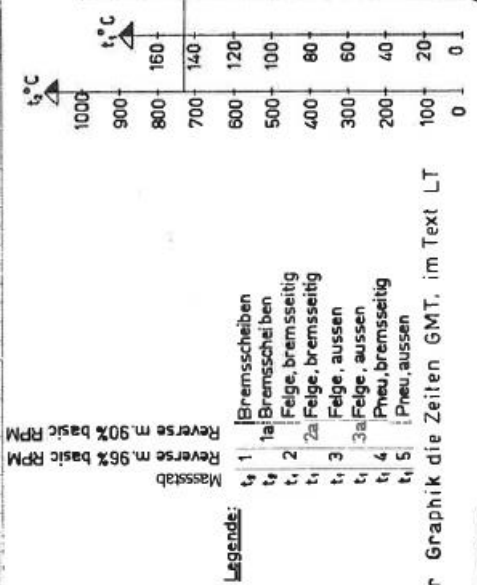
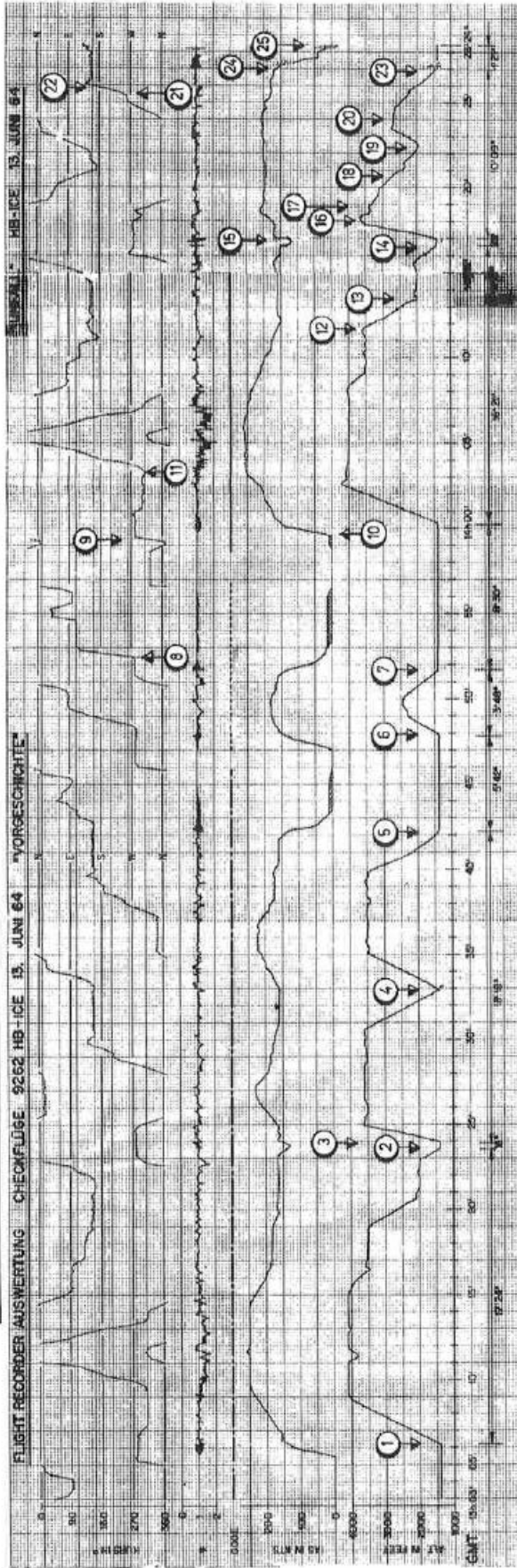


gemäss AFM 3.2.3. Sheet 1

HB - ICE

13.6.64 Flughafen Zürich
Flugdaten und Energierechnung

Beilage
Nr. 2



- Legende:**
- 1 | Bremsscheiben
 - 1a | Bremsscheiben
 - 2 | Felge, bremssseitig
 - 2a | Felge, bremssseitig
 - 3 | Felge, aussen
 - 3a | Felge, aussen
 - 4 | Pneu, bremssseitig
 - 4a | Pneu, aussen
 - 5 | Pneu, aussen
- Reverse n. 90% basic RPM
Reverse n. 96% basic RPM
Massstab 1:1

Achtung: Auf dieser Graphik die Zeiten GMT, im Text LT

LJ - GMT-1

Morphologie der Defekte im Bremssystem CV-990 (unter Beschränkung auf ungleiche Bremsung)

	Kurzschluss	Unterbruch	Déjustage	Leckage n. aussen	Leckage intern	Blockage Abhängen	Ver-schmutzung	Systemgrenze	
Mechanische Uebertragung	X	X		X	X				ein Defekt wirkt sich auf 4 Räder gemeinsam aus
MLG Brake metering valve	X	X							
Antiskid control valve	T		T		T	T	T		defekt-entfälliges Element, jedoch war Nachkontrolle möglich
Brake adjuster	X	X							einfaches Element
Shuttle valve									sehr einfaches Element mit grossem Querschnitt
Restrictor	X	X							kann sich nicht auf einzelne Räder auswirken
Bremse Befähigungsorgan	X	X							
Brems-scheiben	X	X							
Transducer				X	X				
Antiskid-box (exkl. die gemein samen Elemente)	T	T	T	X	X				die Elektronik arbeitet sehr zuverlässig

Legende

T Elimination durch technische Nachkontrolle möglich

X entsprechendes Rad brems zu viel

X entsprechendes Rad brems zu wenig

X technisch un-wahrscheinlich

X ohne Wirkung

X ohne technischen Sinn

● selten-mehrmals-oft vorgekommen

⊗ nie vorgekommen