



Schweizerische Eidgenossenschaft
Confédération suisse
Confederazione Svizzera
Confederaziun svizra

Swiss Confederation

Büro für Flugunfalluntersuchungen
Bureau d'enquête sur les accidents d'aviation
Ufficio d'inchiesta sugli infortuni aeronautici
Uffizi d'investigaziun per accidents d'aviatica

Aircraft accident investigation bureau

Schlussbericht Nr. 1894

des Büros für

Flugunfalluntersuchungen

über den schweren Vorfall
des Flugzeuges AVRO 146-RJ 100, HB-IYX,
betrieben durch Crossair unter der Flugnummer SWR 3513
vom 13. Juli 2000
auf dem Flughafen Zürich-Kloten

Cause

The serious incident is attributable to the fact that the aircraft's nosewheel gear was not parallel to the longitudinal axis of the aircraft. Subsequently, in the roll-out phase, the aircraft veered to the right and exited the runway. The reason for this could not be established either by the manufacturer, the UK AAIB or the Swiss AAIB.

Inhaltsverzeichnis

Allgemeines	5
1 Sachverhalt	6
1.1 Vorgeschichte und Flugverlauf	6
1.1.1 Vorgeschichte	6
1.1.2 Flugverlauf	6
1.2 Personenschäden	6
1.3 Schaden am Luftfahrzeug	6
1.4 Drittschaden	7
1.5 Angaben zu Personen	7
1.5.1 Kommandant	7
1.5.2 Training Captain	7
1.5.3 Copilot	8
1.6 Angaben zum Luftfahrzeug	9
1.6.1 Flugzeug HB-IYX	9
1.6.2 Fahrwerk	9
1.6.2.1 Beschreibung des Systems	9
1.6.2.2 Bugfahrwerksteuerung	10
1.6.3 Masse und Schwerpunkt	11
1.7 Meteorologische Angaben	12
1.7.1 ATIS	12
1.8 Navigationshilfen	12
1.9 Kommunikation	12
1.10 Angaben zum Flug	12
1.11 Flugschreiber	13
1.11.1 Cockpit Voice Recorder	13
1.11.2 Digital Flight Data Recorder	13
1.12 Angaben über den Ort des schweren Vorfalls	13
1.13 Medizinische Feststellungen	13
1.14 Feuer	13
1.15 Überlebensaspekte	13
1.16 Versuche und Forschungsergebnisse	13
1.16.1 Allgemein	13
1.16.2 Schlussfolgerungen der Air Accidents Investigation Branch	13
1.16.3 Schlussfolgerungen des Herstellers des Luftfahrzeuges	15
1.16.4 Schlussfolgerungen des Herstellers des Bugfahrwerkes	16
1.17 Angaben zu verschiedenen Organisation und deren Führung	16
1.17.1 Flugbetriebsunternehmen Crossair	16
1.18 Zusätzliche Angaben	16
1.18.1 Allgemein	16
1.18.2 Untersuchung der Reifen des Bugfahrwerks	17
1.18.3 Untersuchung der Bremsen	17
1.19 Nützliche oder effektive Untersuchungstechniken	17
2 Analyse	18
2.1 Technische Aspekte	18
2.1.1 Allgemein	18
2.1.2 Ausbrechen des Luftfahrzeuges nach links	18

2.1.3	Ausbrechen des Luftfahrzeuges nach rechts	18
2.1.4	Zusammenfassung	18
2.2	Menschliche und betriebliche Aspekte	19
2.2.1	Analyse des Flugverlaufs	19
3	Schlussfolgerungen	20
3.1	Befunde	20
3.1.1	Technische Aspekte	20
3.1.2	Besatzung	20
3.2	Ursache	20
4	Sicherheitsempfehlungen	21
4.1	Modifikation des Steuerventils am Bugfahrwerk	21
4.1.1	Sicherheitsdefizit	21
4.1.2	Sicherheitsempfehlung Nr. 377	21
4.2	Seit dem Unfall getroffene Massnahmen zur Verbesserung der Flugsicherheit	22
4.2.1	Notice to Aircrew – NTA OP17	22
5	Anlagen	24
5.1	Zeichnungen Bugfahrwerksteuerung	24
5.2	Ort des schweren Vorfalls	25
5.3	Bilder zur Untersuchung der Bugradreifen	26

Allgemeine Hinweise zu diesem Bericht

Entsprechend dem Abkommen über die internationale Zivilluftfahrt (ICAO Annex 13) ist das alleinige Ziel der Untersuchung eines Flugunfalles oder eines schweren Vorfalles die Verhütung künftiger Unfälle oder schwerer Vorfälle. Es ist nicht Zweck dieser Untersuchung, ein Verschulden festzustellen oder Haftungsfragen zu klären.

Gemäss Art. 24 des Schweizer Luftfahrtgesetzes ist die rechtliche Würdigung der Umstände und Ursachen von Flugunfällen und schweren Vorfällen nicht Gegenstand der Flugunfalluntersuchung.

Geschlechtsunabhängig wird in diesem Bericht aus Datenschutzgründen ausschliesslich die männliche Form verwendet.

Alle Zeiten in diesem Bericht sind, wo nicht anders angegeben, in der für das Gebiet der Schweiz gültigen Normalzeit (*local time* – LT) angegeben, die im Unfallzeitpunkt der mitteleuropäischen Sommerzeit (MESZ) entsprach. Die Beziehung zwischen LT, MESZ und koordinierter Weltzeit (*universal time coordinated* – UTC) lautet: $LT = MESZ = UTC + 2 \text{ h}$.

Der Wortlaut des deutschsprachigen Berichtes ist massgebend.

Das Büro für Flugunfalluntersuchungen bedankt sich bei den Behörden und Organisationen für die Unterstützung, die ihm bei der Durchführung der Untersuchung gewährt wurde.

Schlussbericht

Eigentümer	Kevin Limited, Mary Street, Georgetown
Halter	Crossair AG, Postfach, 4002 Basel
Luftfahrzeugmuster	AVRO 146-RJ 100
Herstellerland	Vereinigtes Königreich Grossbritannien und Nordirland (UK)
Eintragungszeichen	HB-IYX
Ort	Flughafen Zürich-Kloten
Datum und Zeit	13. Juli 2000, 14:55 Uhr

Allgemeines

Kurzdarstellung

Am 13. Juli 2000 flog das Flugzeug HB-IYX unter der Flugnummer SWR 3513 von Düsseldorf nach Zürich. Nach der Landung auf der Piste 14 auf dem Flughafen Zürich-Kloten verlor die Besatzung die Kontrolle über das Flugzeug. Dieses brach nach rechts aus, verliess die Piste und kam nach ca. 250 m im Gras zum Stillstand. Dabei wurde niemand verletzt.

Untersuchung

Das Eidgenössische Büro für Flugunfalluntersuchungen (BFU) eröffnete noch am selben Tag in Zusammenarbeit mit der Kantonspolizei Zürich und der Flughafenleitstelle (*airport authority*) eine Untersuchung.

Der schwere Vorfall ist darauf zurückzuführen, dass das Bugfahrwerk der Maschine bei der Landung nicht parallel zur Flugzeuglängsachse ausgerichtet war. In der Folge brach das Flugzeug in der Ausrollphase nach rechts aus und verliess die Piste. Der Grund dafür konnte weder durch den Hersteller, das AAIB UK noch das BFU eindeutig ermittelt werden.

1 Sachverhalt

1.1 Vorgeschichte und Flugverlauf

1.1.1 Vorgeschichte

Zwischen 1991 und 2001 gab es gemäss einem Bericht des *Air Accidents Investigation Branch* (AAIB), UK, insgesamt 29 schwere Vorfälle in Zusammenhang mit dem Verlust über die Kontrolle der Bugfahrwerksteuerung von Flugzeugen der Familie BAe 146/RJ. Dabei fanden fünf Vorkommnisse in den Jahren 1991 und 1995 statt. Die übrigen 24 Vorfälle fanden zwischen 2000 und 2001 statt. In sechs Vorfällen waren Flugzeuge des von diesem schweren Vorfall betroffenen Flugbetriebsunternehmens involviert.

In den meisten aller 29 bekannten Vorfälle scherten die Flugzeuge nach links aus. In vier Fällen brachen die Flugzeuge nach rechts aus.

1.1.2 Flugverlauf

Das Flugzeug HB-IYX flog am 13. Juli 2000 von Düsseldorf unter der Flugnummer SWR 3513 zurück nach Zürich. Auf diesem Linienflug wurde der Kommandant von einem *training captain* des Flugbetriebsunternehmens zwecks Streckeneinführung überwacht. Dieser befand sich auf einem zusätzlichen Sitz im Cockpit (*jump seat*). Fliegender Pilot nach Zürich war der Copilot. Flug SWR 3513 wurde mittels Radar geführt und für einen ILS-Anflug auf die Piste 14 freigegeben. Das Flugzeug wurde gemäss den Verfahrensvorgaben des Flugbetriebes für die Landung vorbereitet. Nach der Landung übernahm der Kommandant gemäss seinen Aussagen die Kontrolle über das Flugzeug, nachdem auch das Bugfahrwerk aufgesetzt hatte. Unmittelbar danach scherte die HB-IYX nach rechts aus und konnte trotz aller Anstrengungen nicht unter Kontrolle gebracht werden. Mit einer Geschwindigkeit von ungefähr 80 Knoten verliess Flug SWR 3513 die Piste 14 und kam nach ungefähr 250 m und etwa 20 m rechts des Pistenbelages parallel zur Pistenachse im Gras zum Stillstand. Dabei wurde eine Pistenlampe zerstört und ein Reifen des linken Hauptfahrwerkes platzte. Unmittelbar nachdem das Flugzeug still stand, schaltete die Besatzung die Triebwerke ab und liess die Insassen durch die vordere Passagiertüre über die im Flugzeug integrierte Treppe evakuieren.

1.2 Personenschäden

	Besatzung	Passagiere	Drittpersonen
Tödlich verletzt	---	---	---
Erheblich verletzt	---	---	---
Leicht oder nicht verletzt	7	32	

1.3 Schaden am Luftfahrzeug

Geplatzter Reifen am linken Hauptfahrwerk, leichte Beschädigungen an den Fahrwerkstören, Erdreichablagerungen an Fahrwerk und Triebwerken.

1.4 Drittschaden

Zerstörte Pistenlampe und Flurschaden.

1.5 Angaben zu Personen

1.5.1 Kommandant

Person	Südafrikanischer Staatsbürger, Jahrgang 1950
Lizenz	Führerausweis für Verkehrspiloten ATPL (A), ausgestellt durch das Bundesamt für Zivilluftfahrt, Gültigkeitsdauer bis 13.06.2005
Berechtigungen	Radiotelefonie International RTI (VFR/IFR) Nachtflug NIT (A) Instrumentenflug IFR (A)
Eingetragene Flugzeugklassen	Einmotorige Flugzeuge mit Kolbenmotorantrieb SE <i>piston</i> Mehrmotorige Flugzeuge mit Kolbenmotorantrieb ME <i>piston</i> Musterberechtigung AVRO RJ/BAe 146 PIC
Eingetragene Flugzeugmuster	AVRO RJ/BAe 146 PIC
Medizinisches Tauglichkeitszeugnis	Klasse 1
Letzte fliegerärztliche Untersuchung	10. Mai 2000, Befund: tauglich
Flugerfahrung	7908:25 h gesamthaft
auf dem Muster AVRO 146-RJ	773:25 h
davon in den letzten 90 Tagen	29:55 h

1.5.2 Training Captain

Person	Schweizer Bürger, Jahrgang 1960
Lizenz	Führerausweis für Verkehrspiloten ATPL (A), ausgestellt durch das Bundesamt für Zivilluftfahrt, Gültigkeitsdauer bis 26.10.2000
Erweiterung	Radiotelefonie International RTI (VFR/IFR) Nachtflug NIT (A) Instrumentenflug IFR (A) Cat I und Cat III
Musterberechtigungen	Einmotorige Flugzeuge mit Kolbenmotorantrieb SEL-SPA <i>piston</i> 25/57 (WSD/FLA, VAR, RET)

		Mehrmotorige Flugzeuge mit Kolbenmotor- antrieb MEL-SPA <i>piston</i> 25/57 (FLA, VAR, RET) BA 46/RJ PIC F 50 PIC SF 34 PIC
	Medizinisches Tauglichkeitszeugnis	Klasse 1
	Letzte fliegerärztliche Untersuchung	08.10.1999, Befund: tauglich
	Auflage	Brillenträger
	Flugerfahrung	7515:00 h gesamthaft
	auf dem Muster AVRO 146-RJ	3435:00 h
	davon in den letzten 90 Tagen	179:00 h
1.5.3	Copilot	
	Person	Schweizer Bürger, Jahrgang 1971
	Lizenz	Führerausweis für Berufspiloten CPL (A), ausgestellt durch das Bundesamt für Zivil- luftfahrt, Gültigkeitsdauer bis 20.05.2005
	Berechtigungen	Radiotelefonie International RTI (VFR/IFR) Nachtflug NIT (A) Instrumentenflug IFR (A)
	Eingetragene Flugzeugklassen	Einmotorige Flugzeuge mit Kolbenmotor- antrieb SE <i>piston</i> Mehrmotorige Flugzeuge mit Kolbenmotor- antrieb ME <i>piston</i> Musterberechtigung AVRO RJ/BAe 146 COPI
	Eingetragene Flugzeugmuster	AVRO RJ/BAe 146 COPI
	Medizinisches Tauglichkeitszeugnis	Klasse 1
	Letzte fliegerärztliche Untersuchung	09.05.2000, Befund: tauglich
	Flugerfahrung	856:42 h gesamthaft
	auf dem Muster AVRO 146-RJ	637:48 h
	davon in den letzten 90 Tagen	167:48 h

1.6 Angaben zum Luftfahrzeug

1.6.1	Flugzeug HB-IYX	
	Luftfahrzeugmuster	AVRO 146-RJ100
	Hersteller	British Aerospace Ltd., Woodford, Cheshire England
	Eintragungszeichen	HB-IYX
	Werknummer	E3357
	Baujahr	1999
	Eigentümer	Kevin Limited, Mary Street, Georgetown
	Halter	Crossair AG, Postfach, 4002 Basel
	Lufttüchtigkeitszeugnis	Vom 6. September 1999, ausgestellt durch das Bundesamt für Zivilluftfahrt, gültig bis auf Widerruf
	Eintragungszeugnis	Vom 6. September 1999, ausgestellt durch das Bundesamt für Zivilluftfahrt
	Bugfahrwerk	S/N M-DG-0142 , eingebaut am 5. September 1999
	Anzahl Landungen (Bugfahrwerk)	1968
	Triebwerke	4 Allied Signal LF507-1F
	Spannweite	26.34 m
	Länge	31.0 m
	Höhe	8.59 m
	Flügelfläche	77 m ²

1.6.2 Fahrwerk

1.6.2.1 Beschreibung des Systems

Im *manufacturers operations manual* (MOM) Stand November 1995 wurde im Kapitel 8.1.13 das Fahrwerk des AVRO 146-RJ folgendermassen beschrieben:

“GENERAL:

The landing gear comprises two main units, each retracting inboard into the fuselage, and a steerable nose unit which retracts forwards into the fuselage, an oleo/pneumatic shock absorber is fitted to each unit. Fairing doors are linked mechanically to their respective units.

Tubeless high pressure tyres are fitted throughout and a fusible plug is embodied in each main wheel.

A CARBON multi-disc wheelbrake assembly is fitted for each main wheel.

Green system hydraulic power actuates the nose gear steering and the landing gear retraction and normal extension mechanism, emergency extension (Yellow system hydraulic power) may be selected if the normal extension system is inoperative.

As the nose gear is retracted into the nose wheel gear bay, the wheels each contact a separate spring loaded “free fall assister” which causes them to stop rotating.

Ground lock pins are provided for each unit of the landing gear.

NOSE WHEEL STEERING

The single leg nose gear unit has twin wheels and self centres with weight off wheels from 20 degrees either side, it is steerable through 70 degrees either side and during towing it can castor 180 degrees either way without manual disconnection.

The supply of hydraulic fluid to the steering system is taken from the green landing gear "down" supply and is only available when the gear is selected down. A mechanical inter-lock immobilises the steering system when the leg is retracted and during its initial extension.

Steering is controlled by handwheels fitted at the Captain's or First Officer's station."

1.6.2.2 Bugfahrwerksteuerung

In Zusammenhang mit einer Untersuchung der in Kapitel 1.1.1 beschriebenen schweren Vorfälle beschreibt der Hersteller der HB-IYX mit Datum vom 12. Februar 2003 die Bugfahrwerksteuerung wie folgt:

„System Description:

The basic nosewheel steering system on the BAe146/RJ consists of either a single (left side Captain's console only) or double tiller (both sides). The tiller drives a cable/chain circuit to the differential box at the rear of the noseleg. See Fig 1 (Anlage 1)

Nosewheel steering is achieved by the Captain (or First Officer if second tiller is fitted), turning the steering tiller mounted on the rear face of the left (or right) console. The maximum nosewheel angle of ± 70 degrees (nominal) is obtained when the tiller is turned ± 120 degrees. A sprocket on the tiller axis drives a chain loop to a shaft assembly below the floor, rotation of which operates a chain/cable circuit across the aircraft to a pulley. On another shaft installed parallel to the longitudinal axis approximately 10.5" to the right of the cable centreline. Rotation of this shaft is transmitted via a sprocket and chain to a cable loop, which operates the input quadrant pass through the centreline of the leg pivot.

Movement of the input quadrant causes the spring centred steering valve to be displaced. This directs green system hydraulic pressure, from the landing gear down line through shimmy damping restrictors to the rack and pinion steering actuator.

The steering valve comprises a spool and sleeve. The spool is overlapped by 0.004" nominal therefore the crack position (i.e. the amount of spool movement required to port pressurised fluid to the steering cylinders) must be set between 0.0038" to 0.0055".

The linear movement of the steering actuator is transferred, by pinion, to rotary movement of the steering collar which is transmitted via the torque links to the axle. Relief valves are provided to prevent excessive pressure being generated in the actuator due to sudden external loads on the axle. A friction damper assembly within the leg consisting of friction plates loaded by Bellville washers provides shimmy prevention. There is also an anti-shimmy compensator which prevents shimmy by porting steering pressure and return fluid through the compensator which maintains 250 to 300 psi within the motor cylinders via non return valves.

During leg rotation, a cam around the leg drives a spring loaded follower and so provides a follow up signal to the mechanism in the differential box. This backs off the steering valve spool, which cuts off hydraulic pressure when the requested angle is achieved. The spring centred steering valve is underlapped (i.e. there is a leak path around the ends of the spool) so that at times when the pilot is not handling the tiller the leg will free castor about the central position so permitting the use of differential braking for steering.

To prevent inadvertent steering inputs being applied when the gear has been selected down (aircraft in the air and the steering pressurised) but still in the bay, a mechanical baulk is provided at the input quadrant on the differential box. See fig 3 (Anlage 1).

The baulk comprises a stop plate, attached to the input quadrant, which engages with protruding tongue on a shaft, which passes through the starboard nose gear pivot. The shaft is located radially by serrations at its outer which engage in a fitting attached to the landing gear bay sidewall.

The baulk remains engaged until the leg has rotated 43 degrees from its retracted position. When engaged the operating clearances between the stop plate and tongue allow approximately ± 1 degree of steering to be applied.

A pair of centring cams, one attached to the sliding member, ensure that the wheels are maintained in a fore and aft direction when the oleo is extended. The cams will centralise the leg from steered angles up to ± 20 degrees.

When the gear is selected to retract, hydraulic pressure is removed from the steering system.

Attachment for towing is made directly to the axle fitting. Towing up to the maximum steer angle (70 degrees) will also move the steering input system. When towing beyond the maximum steer angles, the pinion will disengage from the rack, which will be held out of position by the baulk ring, thus permitting a completely independent movement of the steering collar up to a maximum angle of ± 180 degrees. To prevent damage to the baulk ring and rack teeth during towing the hydraulic pressure to steering is isolated by a shut off valve on the leg. This is located in the hydraulic system immediately upstream of the steering valve and is operated by a cam on the steering collar which cuts off the supply as the leg traverses through the 70 degree nominal angle. The design of the rack and pinion ensures automatically correct re-engagement as the steering collar castors back to centre."

1.6.3 Masse und Schwerpunkt

Als Grundlage für die Bestimmung von Masse und Schwerpunktlage im Unfallzeitpunkt dienten die Einträge in das Beladungsblatt (*load sheet*) des Flugzeuges, welches für den Flug SWR 3513 in Düsseldorf erstellt wurde

Masse und Schwerpunkt lagen innerhalb der zulässigen Grenzen. Zum Zeitpunkt des schweren Vorfalls wog die HB-IYX noch ca. 33.4 t und es befand sich gemäss den Berechnungen anlässlich der Flugvorbereitung noch ungefähr 3800 kg Treibstoff an Bord.

1.7 Meteorologische Angaben

1.7.1 ATIS

Zum Zeitpunkt des schweren Vorfalls war die ATIS Information PAPA gültig:

INFO PAPA

LANDING RUNWAY 14, DEPARTURE RUNWAY 16

QAM LSZH 1250 UTC 13.07.2000

230 DEG 6 KT

VIS 35 KM

FEW 4000 FT, BKN 10000 FT

+18/+08

QNH 1017 ONE SEVEN

NOSIG

TRANSITION LEVEL 50

SPEED LIMITATION

CAUTION. ALL TWY NEW INDICATOR

1.8 Navigationshilfen

Flug SWR 3513 wurde für den ILS Anflug auf die Piste 14 mittels Radar geführt. Für diesen Anflug waren unter anderem die folgenden Sendeanlagen in Betrieb und standen der Besatzung des Fluges SWR 3513 zur Verfügung.

Anlage	Typ und Hersteller	Inbetriebnahme
LOC ILS 14 ZRH	LOC 411 von Thales ATM	1999
GP ILS 14 ZRH	GS 412 von Thales ATM	1999
DME ILS 14 ZRH	FSD 40 von Thales ATM	1999

1.9 Kommunikation

Der Funkverkehr zwischen den betroffenen Flugleitstellen und der Besatzung des Fluges SWR 3513 verlief normal.

1.10 Angaben zum Flughafen

Der Flughafen Zürich liegt im Nordosten der Schweiz. Die Pisten des Flughafens Zürich weisen folgende Charakteristiken auf:

Pistenbezeichnung	Abmessungen	Höhe der Pistenschwellen
16/34	3700 x 60 m	1390/1386 ft AMSL
14/32	3300 x 60 m	1402/1402 ft AMSL
10/28	2500 x 60 m	1391/1416 ft AMSL

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

1.11 Flugschreiber

1.11.1 Cockpit Voice Recorder

Das Flugzeug HB-IYX war mit einem *solid state cockpit voice recorder* (SSCVR) von *Allied Signal* ausgerüstet.

1.11.2 Digital Flight Data Recorder

Der *digital flight data recorder* (DFDR) ist im Heck des Flugzeuges installiert. Er speichert die aufbereiteten Daten in einer Speichereinheit (*memory unit*). Der DFDR beginnt zu arbeiten, wenn eines der Triebwerke läuft und die Parkbremse gelöst wird.

Der DFDR wurde nach dem schweren Vorfall ausgebaut und ausgewertet. Von Interesse waren unter anderem die Parameter *rudder*, *elevator*, *brakes* und *heading*. Die Werte waren auslesbar.

1.12 Angaben über den Ort des schweren Vorfalls

Flughafen Zürich-Kloten, Piste 14, ca. 700 m nach der Aufsetzzone (*touch down zone*) im Gras, ungefähr 20 m rechts von der Piste. Das Flugzeug kam ungefähr parallel zur Pistenachse zum Stillstand (Anlage 2).

1.13 Medizinische Feststellungen

Nicht betroffen.

1.14 Feuer

Es entstand kein Feuer.

1.15 Überlebensaspekte

Da die HB-IYX in einem Bereich ausserhalb von Hindernissen im Gras zum Stehen kam, konnten grössere strukturelle Schäden an der Maschine vermieden werden. Dadurch wurde keiner der Insassen verletzt.

1.16 Versuche und Forschungsergebnisse

1.16.1 Allgemein

Die in Kapitel 1.1.1 beschriebenen schweren Vorfälle wurden unabhängig voneinander und im Auftrag des BFU durch die *Air Accidents Investigation Branch* (AAIB), UK, vom Hersteller des Luftfahrzeuges und vom Hersteller des Bugfahrwerkes untersucht.

1.16.2 Schlussfolgerungen der Air Accidents Investigation Branch

Mit technischem Bericht vom 27. März 2003 kommt die AAIB unter anderem auch nach Untersuchung des Bugfahrwerks der HB-IYX zu den folgenden Schlussfolgerungen:

AAIB Conclusions:

- *The very narrow neutral band (0.0038" – 0.0055"¹) makes the system extremely vulnerable to a range of factors which can potentially erode the margins between the position adopted by the valve with the tiller free, and the positions where fluid starts to port to the actuating cylinders.*
- *Factors which can erode the valve's effective neutral margin include:*
 - a) *Variations in the relative positions of the valve spool and sleeve arising potentially from:*
 - *Valve rigging error (neutral point errors introduced during valve setting operations).*
 - *Differential thermal response.*
 - *Wear and/or bedding-in during service.*
 - b) *Spurious variation in the balance of forces acting on the valve spool, producing significant hysteresis and a lack of repeatability in the neutral position adopted by the valve under tiller-free conditions. Factors influencing the force-balance include:*
 - *Cable tensions.*
 - *Friction or sticking in the position-feedback mechanism (follow-up spring box).*
 - *Friction in the summing linkages (diff box).*
 - *Resistance arising from shaft misalignment (e.g. due to variations in grub screw torque on the splined collar).*
 - *Friction and/or sticking tendencies in the valve assembly.*
 - *Variations in the differential axial forces acting on the valve stem arising from the effects of fluid pressure flow.*
- *The majority of the left-steer incidents appear to have been caused by a combination of the following factors:*
 - a) *A bias in the valve neutral point setting towards the left steer valve crack point*
 - b) *Differential thermal expansion, which effectively shifted the the neutral point even further towards the left-steer crack-position at reduced temperatures.*
- *No specific cause of the right steer incidents has been identified. However, the range of factors detailed in conclusion two are potential contributory factors.*
- *Testing of sample valves has shown significant force hysteresis within the valve itself (i.e. without any contribution from the positioning mechanisms external to the valve), sufficient to seriously compromise the control margin.*

¹ 0.0038" bis 0.0055" entspricht 0,097 mm bis 0,140 mm

- *The two valves tested by the AAIB to date showed significant variation in the "forces vs displacement" characteristics. These variations remain unexplained.*
- *There appears no valid reason for the unusually narrow neutral band employed in the steering valve, and, to date, no technical justification has been offered by the manufacturers for its retention.*
- *The adoption of a wider neutral band would offer significant advantages by reducing the sensitivity of the valve to the adverse influences detailed previously, whilst presenting no obvious disbenefit.*
- *The remedial measures proposed by [Name des Herstellers des Bugfahrwerks] will contribute to a reduction in the probability of future occurrences, particularly those involving steer-left malfunctions, but do not address the fundamental problems arising out of the valve's inherent lack of centering precision, and its unnecessarily narrow neutral margin.*
- *The flight deck procedure introduced by [Name des Herstellers des Luftfahrzeuges] to check for correct tiller alignment prior touchdown should be viewed as an additional safeguard, and not as a substitute for effective technical action to correct the problem."*

1.16.3 Schlussfolgerungen des Herstellers des Luftfahrzeuges

Mit Bericht vom 12. Februar 2003 kam der Hersteller des Luftfahrzeuges zu folgenden Schlussfolgerungen:

„Conclusion

Left steering incidents: *Caused by a maladjusted steering valve. All uncommanded left veer incidents have been attributed to steering valve maladjustments being amplified by differential contraction brought about by the valve being subject to low ambient temperatures. This problem is being controlled by clarifying the relevant steering valve assembly and test documentation to ensure that steering valve 'crack position' (spool movement required to port hydraulic fluid to the steering pistons) is correctly set within 0.0038" to 0.0055" and the actual dimensions recorded at there pressure points (1000, 2000 and 3000 psi) on manufacture/overhaul.*

Right steering incidents: *Cause is not the same as the left steering incidents. Three incidents remain unexplained. Noselegs and aircraft involved in these incidents have been extensively tested and inspected and so far no problem has been highlighted. Two of the noselegs are quarantined the third was overhauled, in 1991 post incident, returned to service, and remained incident free for 11 years to date. Further discussions, with [Hersteller des Bugfahrwerks], are taking place although no causal factors have been identified to date. Permanent amendments have been made to the operations manual and enhance operational safety by instructing the flight crew to check the tiller before landing and provide advice in the event of an offset tiller in flight."*

1.16.4 Schlussfolgerungen des Herstellers des Bugfahrwerkes

Mit technischem Bericht vom 20. Dezember 2002 kam der Hersteller des Bugfahrwerkes zu folgenden Schlussfolgerungen:

„SUMMARY

This report covers the investigation carried out to ascertain the cause/s of several aircraft veering predominantly during landing. NLG (nose landing gear) and related NWS (nose wheel steering) have been studied to determine the probable reason/s for the left and right veer.

It is concluded that a mal-adjusted steering valve, at low temperature, is the trigger for the left steer. Recommendations are made to change the related CMM's (component maintenance manual) and related documents to improve the "valve cracking" setting procedure to introduce the requirement for documented results. Further minor alterations, to the PAT (production acceptance test) and CMM's of certain components, have been recommended as a result of this investigation.

There has been NO FAULT FOUND on the two "right" incident gears subjected to thorough investigation and testing.

[Der Hersteller des Bugfahrwerkes] recommended that [der Hersteller des Luftfahrzeuges] continue to investigate the causes of the right steer incidents especially the possibility of contaminated hydraulic supply."

1.17 Angaben zu verschiedenen Organisation und deren Führung

1.17.1 Flugbetriebsunternehmen Crossair

Das Flugbetriebsunternehmen Crossair wurde 1975 gegründet und wickelte in den ersten Jahren hauptsächlich Bedarfsluftverkehr mit zweimotorigen Geschäftsreiseflugzeugen ab. 1979 beschaffte das Unternehmen das Flugzeugmuster SA 227 TC Metroliner II und nahm den Linienverkehr auf. In den folgenden zwei Jahrzehnten entwickelte sich das Unternehmen zu einer grossen Regionalfluggesellschaft.

Die Einführung des Flugzeugmusters British Aerospace BAe 146 begann im Jahre 1990. Zum Zeitpunkt des schweren Vorfalles betrieb das Unternehmen unter anderem eine Flotte von 16 AVRO 146-RJ100 und 4 AVRO 146-RJ85.

1.18 Zusätzliche Angaben

1.18.1 Allgemein

Im Rahmen der Untersuchung dieses schweren Vorfalles wurden weitere Komponenten einer technischen Expertise unterzogen. Unter anderem wurden die Reifen des Bugfahrwerkes und Komponenten des Bremssystems untersucht.

1.18.2 Untersuchung der Reifen des Bugfahrwerks

Die Untersuchung der Reifen des Bugfahrwerks durch den Reifenhersteller kam zu folgenden Schlüssen (vgl auch Anlage 3):

„(...) During the analysis we found scratches running under an angle of approximately 5° and some other ones in an almost radial direction. We did not find any skid marks so the tire did not stop rotating during landing. Due to the rotation, the angle of none of the scratches found in the tread surface will match the angle between the wheel and the direction under which the aircraft was travelling. (...) Review of the tread shows an abnormal tread wear, confirming the presence of such angle. On one side of the each rib, the edge shows wear while there is a ridge on the other side of the ribs. Due to the angle between the wheel and the travelling direction, the leading edges of the ribs started to wear faster while the trailing side the edge was pushed down into the groove. (...)”

1.18.3 Untersuchung der Bremsen

Die Untersuchung der Komponenten des Bremssystems kann folgendermassen zusammengefasst werden:

Vom Hauptfahrwerk wurden alle vier Komponenten des Bremssystems einer Kontrolle unterzogen. Hierbei wurde festgestellt, dass die Bremsen auf dem Haupt- sowie auf dem Alternativ-System korrekt funktionierten. Es wurden auch keine undichten Stellen an den Hydraulikanschlüssen festgestellt.

1.19 Nützliche oder effektive Untersuchungstechniken

Keine neu angewandten.

2 Analyse

2.1 Technische Aspekte

2.1.1 Allgemein

Es gibt keinen Hinweis, dass sich das Flugzeug HB-IYX bis zum schweren Vorfall nicht in lufttüchtigem Zustand befand.

Aufgrund der Untersuchung der beiden Bugfahrwerkreifen kann jedoch angenommen werden, dass das Bugfahrwerk bei der Landung nicht parallel zur Längsachse des Flugzeuges ausgerichtet war. Es gab zum Zeitpunkt des schweren Vorfalls für die Besatzung aufgrund ihres Kenntnisstandes keine Möglichkeit, dieses Problem frühzeitig zu erkennen. Eine entsprechende *operational notice* wurde vom Hersteller ein Jahr später erstellt.

2.1.2 Ausbrechen des Luftfahrzeuges nach links

Gemäss den verschiedenen Gutachten wurden die möglichen Gründe eines Ausbrechens nach links erkannt. Den Herstellern des Luftfahrzeuges und des Bugfahrwerks liegen technische Vorschläge vor, um das Problem zu beheben.

Der Hersteller des Luftfahrzeuges erliess in einer *operational notice* am 9. Mai 2001 ein Verfahren, um das Problem eines nicht parallel zur Längsachse des Flugzeuges ausgerichteten Bugfahrwerks zu erkennen und entsprechende Massnahmen zu ergreifen. Es ist festzustellen, dass dieses Verfahren die erkannten konstruktiven Probleme nicht lösen kann.

2.1.3 Ausbrechen des Luftfahrzeuges nach rechts

Seitens des Flugzeugherstellers konnte mehr als 2 Jahre nach dem schweren Vorfall keine technische Erklärung für die Gründe eines Ausbrechens des Flugzeuges nach rechts angegeben werden.

Das AAIB kommt in seinem technischen Bericht vom 27. März 2003 zu denselben Feststellungen wie der Flugzeughersteller, schliesst aber nicht aus, dass einzelne Faktoren, welche das Ausbrechen nach links bewirken, auch das Ausbrechen nach rechts beeinflussen können.

2.1.4 Zusammenfassung

Der Bericht des AAIB kommt in Bezug auf die generelle Problematik mit diesem Bugfahrwerk abschliessend zu folgender Empfehlung:

„It is strongly recommended that in addition to the proposed procedural changes, [der Hersteller des Bugfahrwerks] reconsider the option of introducing the revised valve having a broader neutral band, which has already been satisfactorily flight tested, and which should reduce the probability of future occurrences to acceptable limits.“

Das BFU kann diese Befunde nachvollziehen und ist der Meinung, dass die Empfehlung des AAIB eine geeignete konstruktive Lösung beinhaltet, um das Risiko weiterer schwerer Vorfälle dieser Art in Zukunft zu vermindern.

2.2 Menschliche und betriebliche Aspekte

2.2.1 Analyse des Flugverlaufs

Gemäss den Aussagen der beteiligten Besatzung wurde das Flugzeug entsprechend der *standard operating procedures* betrieben.

Die Übernahme der Kontrolle des Flugzeuges durch den Kommandanten nach dem Aufsetzen auf der Piste 14 entsprach den betrieblichen Vorgaben. Die Reaktionen des Kommandanten auf das überraschende Ausbrechen der Maschine nach rechts mit Hilfe von Seitenrudern und Bremsen waren angemessen, konnten jedoch das Verlassen der Piste nicht verhindern. Dies belegen auch die Aufzeichnungen des DFDR.

Als das Flugzeug still stand, beurteilte die Besatzung die Situation als ungefährlich. Sie entschied, die Insassen über die integrierte Treppe der vorderen Passagiertüre evakuieren zu lassen. Dieser Entscheid kann als der Situation angepasst betrachtet werden.

3 Schlussfolgerungen

3.1 Befunde

3.1.1 Technische Aspekte

- Es gibt keinen Hinweis darauf, dass sich das Flugzeug HB-IYX zum Zeitpunkt des schweren Vorfalls nicht in lufttüchtigem Zustand befand.
- Das Bugfahrwerk der HB-IYX war nicht parallel zur Flugzeuglängsachse ausgerichtet.
- Für die Besatzung gab es keine Möglichkeit, das Problem zu erkennen.
- Insgesamt gab es mit der AVRO 146-RJ 29 Vorkommnisse, bei welchen in den meisten Fällen das Flugzeug nach der Landung nach links ausbrach.
- Für das Ausbrechen nach links bei der Landung gibt es technische Erklärungen.
- Für das Ausbrechen nach rechts bei der Landung gibt es keine eindeutigen technischen Erklärungen.
- Der Neutralbereich des Steuerungsventils der Bugfahrwerksteuerung ist zu gering dimensioniert.
- Testflüge mit einem Steuerungsventil, welches einen grösseren Neutralbereich aufwies, verliefen erfolgreich.

3.1.2 Besatzung

- Die Besatzung war im Besitz entsprechender Flugausweise.
- Es handelte sich bei diesem Flug um einen Streckeneinweisungsflug des Kommandanten.
- Die Aufgabenverteilung zwischen der Besatzung während der Landung entsprach den betrieblichen Vorgaben.
- Die Anstrengungen des Kommandanten, das Flugzeug nach der Landung auf der Piste zu halten, waren angemessen.
- Der Entscheid, die Insassen über die integrierte Treppe der vorderen Passagiertüre zu evakuieren, kann als der Situation angepasst betrachtet werden.

3.2 Ursache

Der schwere Vorfall ist darauf zurückzuführen, dass das Bugfahrwerk der Maschine bei der Landung nicht parallel zur Flugzeuglängsachse ausgerichtet war. In der Folge brach das Flugzeug in der Ausrollphase nach rechts aus und verliess die Piste. Der Grund dafür konnte weder durch den Hersteller, das AAIB UK noch das BFU eindeutig ermittelt werden.

4 Sicherheitsempfehlungen

4.1 Modifikation des Steuerventils am Bugfahrwerk

4.1.1 Sicherheitsdefizit

Am 13. Juli 2000 flog das Flugzeug HB-IYX unter der Flugnummer SWR 3513 von Düsseldorf nach Zürich. Nach der Landung auf der Piste 14 auf dem Flughafen Zürich-Kloten verlor die Besatzung die Kontrolle über das Flugzeug. Dieses brach nach rechts aus, verliess die Piste und kam nach ca. 250 m im Gras zum Stillstand. Dabei wurde niemand verletzt.

Zwischen 1991 und 2001 gab es gemäss einem Bericht des *Air Accidents Investigation Branch (AAIB)*, UK, insgesamt 29 schwere Vorfälle in Zusammenhang mit dem Verlust über die Kontrolle der Bugfahrwerksteuerung von Flugzeugen der Familie BAe 146/RJ. Dabei fanden fünf Vorkommnisse in den Jahren 1991 und 1995 statt. Die übrigen 24 Vorfälle fanden zwischen 2000 und 2001 statt. In sechs Vorfällen waren Flugzeuge des von diesem schweren Vorfall betroffenen Flugbetriebsunternehmens involviert.

In den meisten aller 29 bekannten Vorfälle scherten die Flugzeuge nach links aus. In vier Fällen brachen die Flugzeuge nach rechts aus.

Mit technischem Bericht vom 27. März 2003 kommt die AAIB nach Untersuchung des Bugfahrwerks der HB-IYX zur Erkenntnis, dass eine Modifikation des Steuerventils (*steering valve*) erforderlich sei. Diese Modifikation soll zu einer Erweiterung des Neutralbereichs (*neutral band*) im Steuerventil führen. Versuche seitens AAIB haben ergeben, dass ihr Modifikationsvorschlag angebracht war.

4.1.2 Sicherheitsempfehlung Nr. 377

Folgende Sicherheitsempfehlung wurde vom AAIB vorgeschlagen:

„It is strongly recommended that in addition to the proposed procedural changes, Messier Dowty reconsider the option of introducing the revised valve having a broader neutral band, which has already been satisfactorily flight tested, and which should reduce the probability of future occurrences to acceptable limits.“

4.2 Seit dem Unfall getroffene Massnahmen zur Verbesserung der Flugsicherheit

4.2.1 Notice to Aircrew – NTA OP17

Nach einer Serie von weiteren Zwischenfällen (vgl. Kapitel 1.1.1) machte das BFU mit Brief vom 12. Januar 2001 das Bundesamt für Zivilluftfahrt (BAZL) auf die technischen Probleme des Bugfahrwerks des Flugzeugmusters AVRO 146-RJ aufmerksam. Als sofortige Massnahme wurde ein operationelles Verfahren vorgeschlagen, bis die technischen Probleme gelöst sind.

In der Folge erliess der Hersteller des Luftfahrzeuges am 9. Mai 2001 ein Verfahren in Form einer *operational notice*, um das Problem eines nicht parallel zur Längsachse des Flugzeuges ausgerichteten Bugfahrwerks zu erkennen und entsprechende Massnahmen zu ergreifen:

„NOSE WHEEL STEERING OFFSET

Introduction

Investigations into abnormal nose-wheel performance during landing have identified a risk that the nose-wheels may not be aligned centrally before touch down. The reason for any offset is being investigated. Any offset is probably due to a combination of events overcoming the safety design features. One contribution may be low nose-leg oleo pressure; the importance of maintaining correct nose oleo pressure was identified to operators by AOM 01/007V.

A small number of aircraft have reported abnormal steering events during landing. The problem has not reoccurred on those aircraft where the nose-leg has been changed. Inspections of the removed nose-legs and of all aircraft have not identified any fault. [Der Hersteller des Luftfahrzeuges] and [der Hersteller des Bugfahrwerks] are urgently undertaking detailed component inspections and ground tests on the nose-wheel steering system to determine the cause of the problem.

The position of the nose-wheel steering hand-wheel normally indicates the nose-leg position. The steering system is designed so that the nose-leg will move to the demanded hand-wheel angle. In normal operation where the nose-wheel moves due to asymmetric braking or when towing then the hand-wheel should match the nose-wheel angle. At extreme nose-wheel angles the hand-wheel is automatically disconnected to prevent damage.

Crew Actions

A check is required at an appropriate point just before landing (approximately 500 ft) that the position of the nose-wheel steering hand-wheel is central. The hand-wheel may move at any time after lowering the landing gear thus the check should be made on final approach just before landing and not immediately after lowering the landing gear. If the hand-wheel is offset it should be returned to the centre position. The hand-wheel may appear to be stiff with respect to normal operation.

*If the hand-wheel does not remain in the centre then the crew should be alert to a landing where the nose-wheels may not initially be straight ahead. Where the hand-wheel remains offset its position **may not** indicate the direction of the nose-wheels. In such an event, the following considerations should be made:*

- *A normal landing should be made but anticipating a sudden sideways movement as the nose wheels make ground contact. Rudder control should be used to maintain directional control of the aircraft. Evidence from in-service events indicates that up to full rudder input should maintain directional control.*
- *Nose-wheel steering should not be used until it is normally required at approximately 80 kts. However, if full rudder inputs become ineffective then the nose wheel steering and braking should be used to assist directional control of the aircraft.*
- *The nose-wheel steering should work in the normal sense although a small offset about the centre datum and increased stiffness may be felt. Large or rapid hand-wheel inputs should not be made, especially at high speed, to avoid over controlling and loss of steering effectiveness.*
- *Landings should be conducted on a runway with minimum crosswind component; tailwind landings should not be made. The widest suitable runway should be selected.*

If an immediate landing is not essential, the preferred option with an offset hand-wheel is to perform a go-around to provide time to consider runway and weather conditions. [Der Hersteller des Luftfahrzeuges] advises that if the NWS hand-wheel is offset, during a subsequent go-around, the undercarriage should be left down (not retracted).

*If the hand-wheel is felt to be excessively stiff or directional control is impaired during taxiing the aircraft **should not** take off.*

Recommendation

It is recommended that all operators ensure that flight crews are informed of the possibility of an offset nose-wheel steering hand-wheel before landing.

Any instances of an offset nose-wheel steering hand-wheel in the air of unusual nose-wheel steering during landing or taxiing should be reported to [Hersteller des Luftfahrzeuges] (AOM 01/008V refers)."

Bern, 27. April 2006

Büro für Flugunfalluntersuchungen

Dieser Bericht wurde ausschliesslich zum Zwecke der Unfallverhütung erstellt. Die rechtliche Würdigung der Umstände und Ursachen von Flugunfällen und schweren Vorfällen ist nicht Sache der Flugunfalluntersuchung (Art. 24 des Luftfahrtgesetzes).

5 Anlagen

5.1 Zeichnungen Bugfahrwerksteuerung

fig. 1

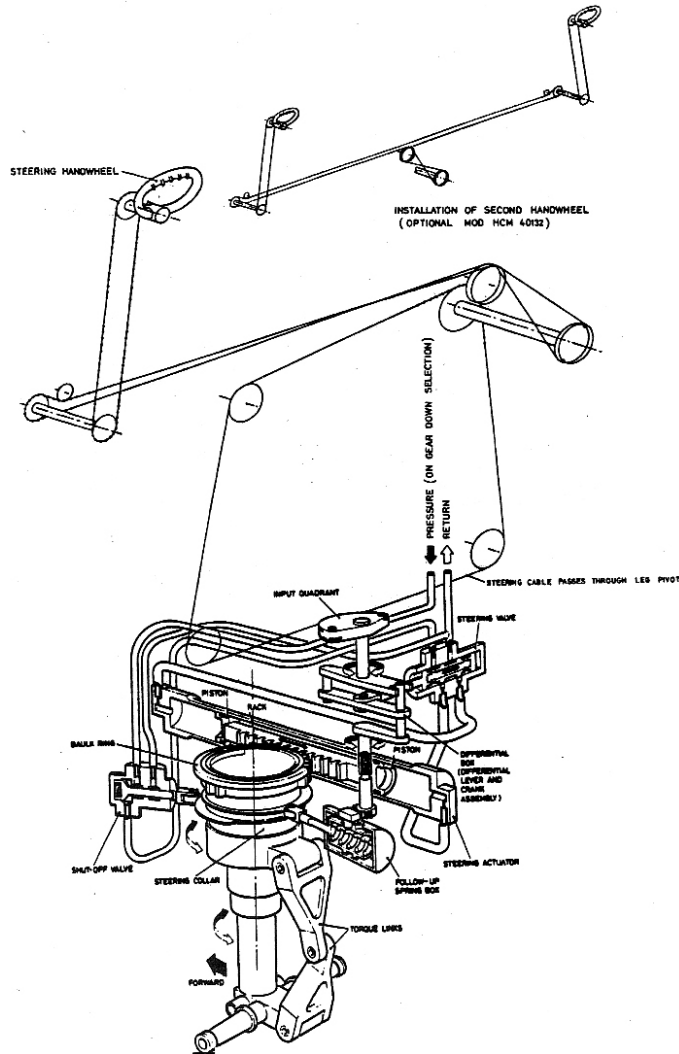
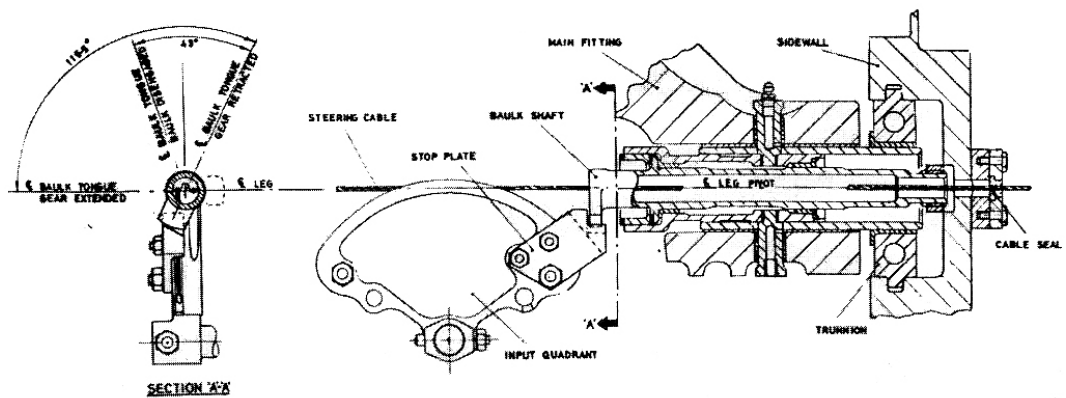


fig 3



5.2 Ort des schweren Vorfalls



Position der HB-IYX nach dem schweren Vorfall



Reifenspuren der HB-IYX auf Piste 14

5.3 Bilder zur Untersuchung der Bugradreifen

