



Schweizerische Eidgenossenschaft  
Confédération suisse  
Confederazione Svizzera  
Confederaziun svizra

Swiss Confederation

Büro für Flugunfalluntersuchungen BFU  
Bureau d'enquête sur les accidents d'aviation BEAA  
Ufficio d'inchiesta sugli infortuni aeronautici UIIA  
Uffizi d'inquisiziun per accidents d'aviatica UIAA  
Aircraft accident investigation bureau AAIB

# **Schlussbericht Nr. 1973**

## **des Büros für**

# **Flugunfalluntersuchungen**

über den schweren Vorfall  
des Luftfahrzeuges Embraer 145LR, HB-JAD  
betrieben durch Crossair unter der Flugnummer LX 500  
vom 24. Dezember 2001  
auf dem Flughafen Basel

**Causes**

L'incident grave est dû au fait que le trim du stabilisateur s'est bloqué après le décollage en raison du dépassement des limites aérodynamiques du système et que par la suite, l'équipage n'a pas réagi de manière adéquate.

Facteurs ayant joué un rôle dans le dépassement des limites aérodynamiques du système:

- La lente rotation de l'avion lors du décollage
- La faible masse au décollage de l'avion

## Allgemeine Hinweise zu diesem Bericht

Dieser Bericht enthält die Schlussfolgerungen des BFU über die Umstände und Ursachen des vorliegend untersuchten schweren Vorfalles.

Gemäss Anhang 13 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 Vorfalles die Verhütung künftiger Unfälle oder schwerer Vorfälle. Die rechtliche Würdigung der Umstände und Ursachen von Flugunfällen und schweren Vorfällen ist ausdrücklich nicht Gegenstand der Flugunfalluntersuchung. Es ist daher auch nicht Zweck dieses Berichts, ein Verschulden festzustellen oder Haftungsfragen zu klären.

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

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

Alle in diesem Bericht erwähnten Zeiten sind, soweit nicht anders vermerkt, in koordinierter Weltzeit (*co-ordinated universal time* – UTC) angegeben. Für das Gebiet der Schweiz galt zum Zeitpunkt des schweren Vorfalls die mitteleuropäische Zeit (MEZ) als Normalzeit (*local time* – LT). Die Beziehung zwischen LT, MEZ und UTC lautet:  $LT = MEZ = UTC + 1 \text{ h}$ .

In diesem Bericht wird aus Gründen des Persönlichkeitsschutzes für alle natürlichen Personen unabhängig ihres Geschlechts die männliche Form verwendet.

## Inhaltsverzeichnis

<b>Allgemeines</b>	<b>6</b>
<b>Kurzdarstellung</b>	<b>6</b>
<b>Untersuchung</b>	<b>6</b>
<b>1 Sachverhalt</b>	<b>7</b>
1.1 Vorgeschichte und Flugverlauf	7
1.1.1 Allgemeines	7
1.1.2 Vorgeschichte	7
1.1.3 Flugverlauf	7
1.2 Personenschäden	9
1.3 Schaden am Luftfahrzeug	9
1.4 Drittschaden	9
1.5 Angaben zu Personen	9
1.5.1 Kommandant	9
1.5.1.1 Flugerfahrung	9
1.5.1.2 Besatzungszeiten	9
1.5.2 Copilot	10
1.5.2.1 Flugerfahrung	10
1.5.2.2 Besatzungszeiten	10
1.6 Angaben zum Luftfahrzeug	10
1.6.1 Allgemeines	10
1.6.2 Horizontal Stabilizer	11
1.6.3 Blockieren des Stabilizers	12
1.6.4 Befunde nach dem schweren Vorfall	12
1.7 Meteorologische Angaben	13
1.7.1 Allgemeines	13
1.7.2 Allgemeine Wetterlage	13
1.7.3 Wetter zur Unfallzeit am Unfallort	13
1.8 Navigationshilfen	13
1.9 Kommunikation	14
1.10 Angaben zum Flughafen	14
1.10.1 Allgemeines	14
1.10.2 Pistenausrüstung	14
1.11 Flugschreiber	14
1.11.1 Flugdatenschreiber	14
1.11.2 Cockpit voice recorder	14
1.12 Angaben über das Wrack, den Aufprall und die Unfallstelle	15
1.13 Medizinische und pathologische Feststellungen	15
1.14 Feuer	15
1.15 Überlebensaspekte	15
1.16 Versuche und Forschungsergebnisse	15

1.17	Angaben zu verschiedenen Organisationen und deren Führung	15
1.17.1	Das Flugbetriebsunternehmen Crossair	15
1.17.1.1	Allgemeines	15
1.17.1.2	Vorschriften bezüglich Startverfahren	15
1.17.1.3	Verfahrensvorschriften bezüglich fehlerhaftem Trimmverhalten	16
1.17.2	Der Flugzeughersteller	17
1.17.2.1	Allgemeines	17
1.17.2.2	Informationen bezüglich Trimmung beim Start	17
1.17.3	Emergency/Abnormal Checkliste bezüglich PITCH TRIM INOPERATIVE	18
1.18	Zusätzliche Angaben	18
1.19	Nützliche oder effektive Untersuchungstechniken	18
<b>2</b>	<b>Analyse</b>	<b>19</b>
2.1	Technische Aspekte	19
2.2	Menschliche und betriebliche Aspekte	19
2.2.1	Flugbesatzung	19
2.2.2	Flugbetriebsunternehmen	20
<b>3</b>	<b>Schlussfolgerungen</b>	<b>22</b>
3.1	Befunde	22
3.1.1	Besatzung	22
3.1.2	Technische Aspekte	22
3.1.3	Flugverlauf	22
3.1.4	Rahmenbedingungen	23
3.2	Ursachen	23
<b>4</b>	<b>Sicherheitsempfehlungen und seit dem schweren Vorfall getroffene Massnahmen</b>	<b>24</b>
4.1	Sicherheitsempfehlungen	24
4.2	Seit dem schweren Vorfall getroffene Massnahmen	24
4.2.1	Durch das Flugbetriebsunternehmen	24
4.2.2	Durch den Flugzeughersteller	25
	<b>Anlagen</b>	<b>27</b>
	<b>Anlage 1: Horizontal Stabilizer Control System Schematic</b>	<b>27</b>
	<b>Anlage 2: Pitch Trim Control and Indication</b>	<b>28</b>
	<b>Anlage 3: Rotations Technik beim Start</b>	<b>29</b>
	<b>Anlage 4: Zur Zeit des schweren Vorfalls gültiges Verfahren zur Behandlung der unwirksamen Pitch-Trimmung</b>	<b>30</b>
	<b>Anlage 5: Neues Verfahren bezüglich Behandlung der unwirksamen Pitch-Trimmung</b>	<b>31</b>
	<b>Anlage 6: EMERGENCY/ABNORMAL PROCEDURES des Flugzeugherstellers</b>	<b>32</b>

## Schlussbericht

Eigentümer	State Street Bank and Trust Company of Connecticut, 8027 Zürich
Halter	Crossair Ltd., 4002 Basel
Luftfahrzeugmuster	Embraer EMB-145LR
Eintragsstaat	Schweiz
Eintragszeichen	HB-JAD
Ort	Kurz nach dem Start auf dem Flughafen Basel
Datum und Zeit	24. Dezember 2001, 06:27 UTC

### Allgemeines

#### Kurzdarstellung

Am 24. Dezember 2001 startete das Flugzeug EMB-145, HB-JAD, in Basel (LFSB) zum Linienflug mit der Flugnummer LX 500 nach Hamburg (EDDH). Kurz nach dem Start erschien auf dem EICAS (*engine indicating and crew alerting system*) die Warnung PIT TRIM 1 INOP. Das Haupttrimmsystem war blockiert und zeigte keine Wirkung. Das Flugzeug war im Steigflug schwer kontrollierbar.

Eine Notlage wurde erklärt und die Umkehr zum Flughafen Basel verlangt. Die *emergency checklist* für PITCH TRIM INOPERATIVE wurde abgearbeitet. Der Anflug konnte mit Hilfe des Ersatztrimmsystems normal durchgeführt werden und die Landung erfolgte um 06:46 UTC. Weder Besatzung noch Passagiere wurden verletzt.

#### Untersuchung

Das Büro für Flugunfalluntersuchungen (BFU) wurde am 24. Dezember 2001 über den schweren Vorfall orientiert und eröffnete noch am selben Tag, nach Absprache mit dem französischen Bureau d'Enquêtes et d'Analyses pour la sécurité de l'aviation civile (BEA), eine Untersuchung.

Der *digital flight data recorder* (DFDR) und der *cockpit voice recorder* (CVR) wurden aus dem Flugzeug ausgebaut und ausgewertet.

Der schwere Vorfall ist darauf zurückzuführen, dass nach dem Start die Stabilizertrimmung blockierte, weil die fliegerischen Grenzwerte überschritten wurden und die Besatzung in der Folge nicht zweckmässig vorging.

Das Überschreiten der fliegerischen Grenzwerte wurde begünstigt durch:

- Die langsame Rotation des Flugzeuges beim Start
- Die tiefe Startmasse des Flugzeuges

## 1 Sachverhalt

### 1.1 Vorgeschichte und Flugverlauf

#### 1.1.1 Allgemeines

Für die folgende Beschreibung von Vorgeschichte und Flugverlauf wurden die Aufzeichnungen des Flugschreibers, des Sprechfunkverkehrs und der Radardaten, sowie die Rapporte des Flugbetriebsunternehmens und der Besatzungsmitgliedern verwendet. Während des gesamten Fluges war der Copilot als fliegender Pilot (*pilot flying* – PF) und der Kommandant als assistierender Pilot (*pilot not flying* – PNF) eingesetzt.

Der Flug wurde nach Instrumentenflugregeln durchgeführt.

#### 1.1.2 Vorgeschichte

In einem *Flight Crew Information Bulletin* vom 8. Mai 2001 wurden die Besatzungen durch den Technischen Piloten des EMB-145, einleitend wie folgt orientiert:

*As you know, some EMB-135/145 aircraft have been involved in temporary loss of pitch trim situations after take off. I hereby would like to take the opportunity to give you more information about these instances and to forward the latest news and outcome regarding Embraer investigation on this subject.*

Bis zum Zeitpunkt des schweren Vorfalles hatte es im Flugbetriebsunternehmen drei Vorfälle mit ähnlichen Problemen gegeben. Einen ersten Vorfall am 18. November 2000 mit dem Flugzeug HB-JAA, einen zweiten am 30. Dezember mit dem gleichen Flugzeug und einen dritten am 1. Dezember 2001 mit dem Flugzeug HB-JAR.

#### 1.1.3 Flugverlauf

Am 21. Dezember 2001 startete das Flugzeug Embraer EMB-145, HB-JAD, um 06:27 UTC in Basel (LFSB) zum Linienflug mit der Flugnummer LX 500 nach Hamburg (EDDH).

Entsprechend einem Flugzeuggewicht von 17 500 kg waren die Geschwindigkeiten wie folgt gesetzt:  $V_1 = 128$  (TO-1);  $V_R = 128$ ;  $V_2 = 131$ ,  $V_{FO} = 146$  ( $V_2 + 15$ ). Der *stabilizer* war auf 8 Grad ANU (*aircraft nose up*) gesetzt.

Gemäss Aufzeichnungen des DFDR wurde bei einer Geschwindigkeit von 132 KIAS rotiert<sup>1</sup> und die Abhebegeschwindigkeit betrug 149 KIAS. Die Rotationszeit bis zu einem ANU Wert von 18° betrug 17 Sekunden. Die für den ersten Trimm-einsatz maximale Geschwindigkeit von 160 KIAS wurde schon bei 10° ANU erreicht. Das Flugzeug beschleunigte weiter und bei 18° ANU betrug die Geschwindigkeit 173 KIAS. Diese Geschwindigkeit lag somit 27 KIAS über dem Sollwert von 146 KIAS.

Unmittelbar nach dem Abheben um 06:27:28 UTC, auf einer Höhe von 620 ft AGL (*above ground level*) erschien auf dem EICAS die Warnung (*master warning*) "PIT TRIM 1 INOP". Die anfängliche Steiggeschwindigkeit betrug gemäss DFDR

---

<sup>1</sup> Im Folgenden wird der Ausdruck „Rotation“ aus dem aviatischen Sprachgebrauch verwendet, um den Vorgang der Drehung um die Flugzeugquerachse beim Übergang vom Startrollvorgang in den Anfangssteigflug zu beschreiben.

171 KIAS. Um 06:27:44 UTC, 16 Sekunden später, wurde der Autopilot eingeschaltet. In der Folge zeigt der DFDR, dass sich die Trimmstellung nicht veränderte und um 06:28:27 UTC erschien die Warnanzeige (*master caution*) "AUTO TRIM FAIL". Zu diesem Zeitpunkt hatte das Flugzeug 14° ANU, eine Geschwindigkeit von 176 KIAS und war auf einer Höhe von 4596 ft AMSL. Der Autopilot schaltete sich 11 Sekunden später aus und konnte nach fünf Sekunden wieder zugeschaltet werden. Anschliessend wurden bei einer Geschwindigkeit von 180 KIAS die Klappen eingefahren. Um 06:30:54 UTC wurde der Autopilot erneut ausgeschaltet und gemäss Aussage des Copiloten (PF) war das Flugzeug nun im Steigflug schwer kontrollierbar. Nach Aufzeichnungen des DFDR reagierte die Trimmung nicht. Nur mit relativ grossem AND (*aircraft nose down*) Steuerdruck konnte die richtige Fluglage gehalten werden. Während dieser Phase beschleunigte das Flugzeug bis auf eine Geschwindigkeit von 241 KIAS.

Um eine bessere Kontrollierbarkeit des Flugzeuges zurückzugewinnen, befahl der Copilot dem Kommandanten (PNF), das Fahrwerk auszufahren, welches um 06:31:41 UTC, auf einer Höhe von 10 635 ft AMSL und bei einer Geschwindigkeit von 216 KIAS ausgefahren wurde. Um 06:32:21 UTC, 40 Sekunden später, beziehungsweise 4 Min. 53 Sek. nach Auslösen der Warnung, benutzte er das Ersatztrimmsystem (*back up trim*), welches funktionierte.

Zu keinem Zeitpunkt übernahm der Kommandant die Steuerung des Flugzeuges. Gemäss seiner Aussage anlässlich des *crew debriefings* durch den *Flight Safety Officer* des Flugbetriebsunternehmens sagte er, dass er mit den *pitch control* Problemen des EMB-145 nicht vertraut wäre, dass er neu auf diesem Flugzeugmuster sei und dass der Copilot viel mehr Erfahrung auf diesem Flugzeugmuster habe.

Um 06:32:42 UTC meldete die Besatzung von LX 500 dem Flugverkehrsleiter (FVL) auf der Frequenz von Zurich ACC North-West Sector: "*Zurich Control, CRX500, mayday, mayday, mayday*". Auf die Nachfrage des FVL antwortete die Besatzung um 06:32:48 UTC: "*we have a pitch trim problem, aircraft is hardly controllable, we want to come back to Zurich, to Basel*". Der FVL antwortete um 06:32:55 UTC wie folgt: "*roger, you are cleared back to Basle, descend to flight level 70*". Das wurde durch die Besatzung rückbestätigt.

Um 06:33:15 UTC verlangte die Besatzung von LX 500 eine Radarführung nach Basel: "*CRX 500, give us please vectors for to come back to Basel, and inform Basel, please*". Der FVL wies die Besatzung darauf hin an, Basel auf der Frequenz von 118.57 MHz zu kontaktieren.

Der FVL von Basel Approach gab der Besatzung von LX 500 hierauf die Anweisung nach rechts auf einen Kurs der Gegengerade zu drehen. In der Folge arbeitete die Besatzung die Punkte der *emergency checklist* "PITCH TRIM INOPERATIVE" ab. Das Flugzeug war in der Folge mit der Ersatztrimmung ohne Einschränkungen kontrollierbar. Der Kommandant orientierte die Passagiere auf Englisch, dass sie aus technischen Gründen wieder nach Basel zurückkehren würden. Der Flugbegleiter übersetzte diese Orientierung in der Folge auf Deutsch, da alle vier Passagiere deutscher Muttersprache waren.

Die Besatzung von LX 500 erhielt Kursanweisungen, um einen Anflug auf die Piste 16 durchzuführen. Die Landung erfolgte um 06:46 UTC ereignislos und nach dem Abstellen der Triebwerke um 06:55 UTC auf dem Standplatz konnten die Passagiere das Flugzeug auf dem normalen Weg verlassen.



**1.2 Personenschäden**

Die drei Besatzungsmitglieder und die vier Passagiere wurden nicht verletzt.

**1.3 Schaden am Luftfahrzeug**

Es entstand kein Schaden am Luftfahrzeug.

**1.4 Drittschaden**

Es entstand kein Drittschaden.

**1.5 Angaben zu Personen****1.5.1 Kommandant**

Person	Französischer Staatsbürger, Jahrgang 1966
Lizenz	Ausweis für Verkehrspiloten auf Flächenflugzeugen ( <i>air transport pilot licence aeroplane</i> – ATPL(A)) nach JAR ( <i>joint aviation requirements</i> ), erstmals ausgestellt durch das BAZL am 28.06.2000
Berechtigungen	RTI (VFR/IFR), NIT (A), IFR (A)
Instrumentenflugberechtigung	Instrumentenflug Flugzeug IR(A) Instrumentenanflüge der Kategorie II-III gültig bis 11.04.2002
Letzte Befähigungsüberprüfung	Abschluss der Umschulung auf das Flugzeugmuster EMB-145 ( <i>type rating</i> ) am 11.10.2001
Medizinisches Tauglichkeitszeugnis	Klasse 1, ohne Einschränkungen gültig bis 11.11.2002
Letzte fliegerärztliche Untersuchung	27.09.2001
Ausbildung zum Berufspiloten	1994

**1.5.1.1 Flugerfahrung**

Gesamthaft	2655:00 h
Auf dem Vorfallmuster	75:18 h
Während der letzten 90 Tage	75:18 h
Davon auf dem Vorfallmuster	75:18 h
Als Kommandant	75:18 h

**1.5.1.2 Besatzungszeiten**

Dienstbeginn	am 23.12.2001, 08:00 UTC
Dienstende	am 23.12.2001, 10:00 UTC
Flugdienstzeit am 23.12.2001	02:00 h
Ruhezeit	20:10 h

1.5.2	Copilot	
	Person	Französischer Staatsbürger, Jahrgang 1972
	Lizenz	Ausweis für Berufspiloten auf Flächen- flugzeugen ( <i>commercial pilot licence aeroplane</i> – CPL(A)) nach JAR, erstmals ausgestellt durch das BAZL am 09.05.2000
	Berechtigungen	Musterberechtigung Embraer EMB-145 als Copilot, gültig bis 09.05.2002
	Instrumentenflugberechtigung	Instrumentenflug Flugzeug IR(A)
	Letzte Befähigungsüberprüfung	<i>line check</i> / LPC am 23.05.2001 <i>simulator check</i> / OPC am 08.09.2001
	Medizinisches Tauglichkeitszeugnis	Klasse 1, ohne Einschränkungen, gültig bis 06.08.2002
	Letzte fliegerärztliche Untersuchung	22.06.2001
	Beginn der fliegerischen Ausbildung	1991 in den USA

1.5.2.1	Flugerfahrung	
	Gesamthaft	1677:00 h
	Auf dem Vorfalldmuster	995:00 h
	Während der letzten 90 Tage	137:00 h
	Davon auf dem Vorfalldmuster	137:00 h

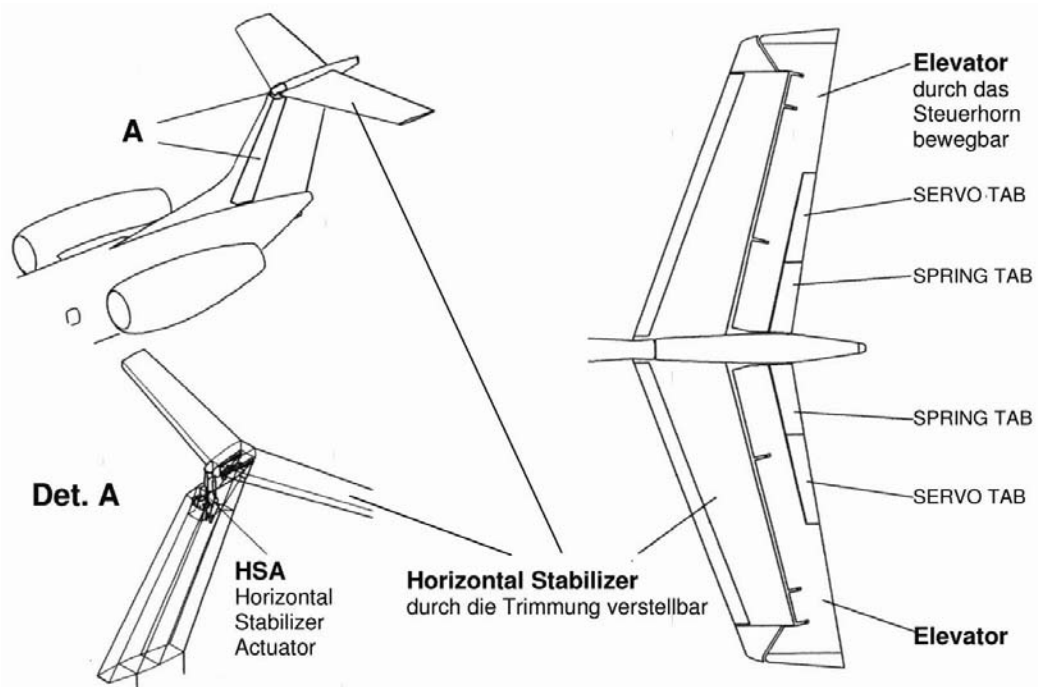
1.5.2.2	Besatzungszeiten	
	Der Copilot hatte vom 20.12.2001 bis zum 23.12.2001 dienstfrei.	

## 1.6 Angaben zum Luftfahrzeug

1.6.1	Allgemeines	
	Luftfahrzeugmuster	Embraer EMB-145LR
	Charakteristik	Zweistrahliges Verkehrsflugzeug
	Hersteller	Embraer – Empresa Brasileira de Aeronautica S.A. São José dos Campos – SP – Brasil
	Baujahr	2000
	Werknummer	145269
	Eigentümer	State Street Bank and Trust Company of Connecticut, 8027 Zürich, CH
	Halter	Crossair Ltd., 4002 Basel
	Triebwerk	2 Rolls-Royce AE 3007 A1 jet engines
	Höchstzulässige Abflug- masse	21 990 kg

Masse und Schwerpunkt	Die Masse des Flugzeuges beim Start betrug 17 051 kg. Masse und Schwerpunkt lagen innerhalb der zulässigen Grenzen.
Treibstoffqualität	Flugpetrol JET A1
Eintragungszeugnis	Ausgestellt durch das BAZL am 31.05.2000, gültig bis zur Löschung aus dem Luftfahrzeugregister

### 1.6.2 Horizontal Stabilizer



Die Bewegung des *horizontal stabilizer* erfolgt durch den sogenannten *Horizontal Stabilizer Actuator* – HSA. Dieser wiederum wird durch die *Horizontal Stabilizer Control Unit* – HSCU gesteuert. Die HSCU verfügt über zwei Kanäle, um den *primary* und *back-up* Operationsmodus zu gewährleisten (siehe Anlage 1).

Im *primary* Operationsmodus steuert die HSCU den HSA Motor No. M1 und im *back-up* Operationsmodus steuert sie den HSA Motor No. M2. Beides sind identische Elektromotoren.

Beim Trimmen erfolgt die Verstellung des *stabilizers* einerseits automatisch durch den Autopiloten oder die *speed brakes actuation* und andererseits durch die manuelle Trimmung mittels *trim switches* am Steuerhorn der beiden Piloten oder durch die *back-up trim switches* in der Mittelkonsole (siehe Anlage 2).

Das Trimmsystem hat die folgenden Systemabsicherungen:

- 3 Sekunden Zeitmesser (*timer*). Dieser *timer* schützt vor einer konstanten Trimmaktivierung in allen Operationsmodi, ausser wenn die Trimmung durch den Autopiloten erfolgt.
- 7 Sekunden *timer*. Beide *trim switch* Hälften am Steuerhorn müssen gleichzeitig betätigt werden, damit die Verstellung des *stabilizer* erfolgt. Wird nur eine der beiden *trim switch* Hälften kontinuierlich für mehr als sieben Sekunden betätigt, verweigert der HSCU jegliches Steuersignal von diesem *switch*, bis das System zurückgesetzt wird.

- Der *trim switch* am linken Steuerhorn hat Priorität über den *trim switch* am rechten Steuerhorn.
- Es besteht keine Priorität zwischen den *trim switches* am Steuerhorn und den *back-up trim switches* in der Mittelkonsole. Derjenige der zuerst aktiviert wird steuert die Verstellung des *stabilizer*.
- Jedes Steuerhorn hat neben den *trim switches* einen federbelasteten Knopf zum Unterbrechen der Trimmung. Solange dieser Knopf gedrückt bleibt, bleiben auch die Trimbefehle unterbrochen.
- Haupt- und *back-up* Ausschaltknöpfe in der Mittelkonsole können zum definitiven Ausschalten der Schaltkanäle gebraucht werden.
- Ist der *stick shaker* aktiviert, können keine *pitch up* Signale gegeben werden.

#### 1.6.3 Blockieren des Stabilizers

Der *Horizontal Stabilizer Actuator* – HSA kann aus zwei verschiedenen Gründen blockieren:

- die Stromlastlimite von 33 Amp des HSA Motors wird überschritten
- die HSA Kupplung schleift aus Gründen eines zu grossen Drehmomentes

Die Stromlastlimite von 33 Amp wird dann überschritten, wenn eine HSA Last von ungefähr 1500 kg auftritt. Wird das Flugzeug nach dem Start nicht nachgetrimmt, wird diese Limite bei ungefähr 200 bis 220 KIAS erreicht. Eine Stosskraft an der Steuersäule von 30 kg resultiert in einer HSA Last von ungefähr 1700 kg.

Werden die *trim switches* viermal periodisch für drei Sekunden aktiviert, (oder mehrere Male während total 12 Sekunden), während dem der HSA blockiert ist, bedeutet das für die Kontrolleinheit, dass der *actuator* verklemmt ist und die Kontrolleinheit schaltet die betreffenden Systeme (*main or back up*) aus. In diesem Falle erscheint auf dem EICAS die Warnung "PIT TRIM 1 INOP" oder "PIT TRIM 2 INOP".

#### 1.6.4 Befunde nach dem schweren Vorfall

Die Fehleraufzeichnung im Flugzeug HB-JAD zeigte für den Zeitpunkt des schweren Vorfalls die Meldung: "HOR STAB CTL UNIT FAILURE". Die *Horizontal Stabilizer Control unit* – HSCU mit der *part number* P/N 362100-1007 und der *serial number* S/N 4001 wurde darauf dem Hersteller zur eingehenden Untersuchung übergeben.

Unter dem *work order* mit der Nummer #83967679 wurden an der HSCU eine Inspektion und ein Test durchgeführt. Es konnten keine Fehler festgestellt werden und unter der *JAA Acceptance Certificate Number*: JAA.4732 wurde die HSCU wieder für den Betrieb freigegeben.

Am 20. Dezember 2001 wurde vom Flugzeughersteller das *Service Bulletin* SB 145-27-A089 erlassen. Dieses SB verlangt den Ausbau aller HSCU's der Serie 4000, mit weniger als 100 akkumulierten Flugstunden. Als Grund für dieses SB wurde unter anderem folgendes aufgeführt:

*Two instances of inverted pitch trim "nose up" command shortly after liftoff have occurred at Embraer during production flights. The crew used the backup trim switch to retrim the airplane and subsequently made an uneventful landing.*

*Further analysis has shown that a premature failed component in HSCU's with S/N greater than 4000 was causing the inverted command...*

Der auf dem Flugzeug HB-JAD eingebaute HSCU mit der S/N 4001 hatte bereits über 185 akkumulierte Flugstunden und war deshalb von diesem SB nicht betroffen.

## 1.7 Meteorologische Angaben

### 1.7.1 Allgemeines

Die Angaben in den Kapiteln 1.7.2 und 1.7.3 wurden von MeteoSchweiz geliefert.

### 1.7.2 Allgemeine Wetterlage

*Ein Hochdruckgebiet, das sich vom Atlantik über Frankreich bis nach Ungarn erstreckt, beeinflusst das Wetter in der Schweiz.*

### 1.7.3 Wetter zur Unfallzeit am Unfallort

<i>Wetter/Wolken</i>	<i>wolkenlos</i>
<i>Sicht</i>	<i>7 km</i>
<i>Wind</i>	<i>150 Grad, 3 Knoten</i>
<i>Temperatur/Taupunkt</i>	<i>-14 °C / -16 °C</i>
<i>Luftdruck</i>	<i>QNH 1020 hPa</i>
<i>Gefahren</i>	<i>-</i>
<i>Sonnenstand</i>	<i>Azimut: 116°</i>
<i>Höhe</i>	<i>-8°</i>
<i>Runway report</i>	<i>Piste 08: gepresster oder gewalzter Schnee auf 26-50% der Pistenfläche, Dicke operationell nicht von Bedeutung, Bremskoeffizient 0,68.</i>
<i>Bemerkungen</i>	<i>Über dem Flughafen Basel liegt eine (nicht ausgeprägte) Bodeninversion. Die Temperatur nimmt von Flughafenhöhe (270 m/M) bis auf ca. 740 m/M von -14 °C auf -10 °C zu. Theoretisch könnte die Temperatur von Flughafenhöhe bis auf eine Höhe von ca. 700 m/M noch um 2-3 °C auf -16 °C bis -17 °C abnehmen, um dann bis auf 740 m/M auf -10 °C zuzunehmen, was einer Höheninversion von 6-7 °C entsprechen würde. Es dürften keine markanten Windscherungen aufgetreten sein.</i>

## 1.8 Navigationshilfen

Als Navigationshilfen werden das DVOR/DME BLM und das ILS DME 16 verwendet. Das ILS DME 16 System ist CAT III tauglich.

Beim DVOR BLM handelt es sich um ein Drehfunkfeuer, welches nach dem Dopplerrprinzip funktioniert. Es ist mit einer Entfernungsmessanlage (DME) ausgerüstet.

## 1.9 Kommunikation

Der Funkverkehr zwischen der Besatzung und den betroffenen Flugverkehrsleitern verlief ohne besondere Vorkommnisse.

## 1.10 Angaben zum Flughafen

### 1.10.1 Allgemeines

Der internationale Flughafen EuroAirport Basel Mulhouse Freiburg liegt 6 km nordwestlich von Basel (CH) und 30 km südöstlich von Mulhouse (F) auf dem Gebiet der französischen Stadt Saint-Louis. Weltweit einmalig wird der Flughafen von zwei Staaten, nämlich von Frankreich und der Schweiz, gemeinsam betrieben. Schweizweit ist der EuroAirport der drittgrösste Flughafen.

Die Pisten des Flughafens Basel weisen folgende Abmessungen auf:

Pistenbezeichnung	Abmessungen	Höhe der Pistenschwellen
16/34	3900 x 60 m	864/882 ft AMSL
08/26	1820 x 60 m	881/884 ft AMSL

Die Bezugshöhe des Flughafens beträgt 885 ft AMSL und als Bezugstemperatur sind 27.0 °C festgelegt.

### 1.10.2 Pistenrüstung

Der Flughafen Basel hat zwei Pisten, wobei sich die beiden Pisten (16 und 08) im Bezugspunkt (*airport reference point*) kreuzen. Die Piste 16 ist mit einem Instrumentenlandesystem (ILS) der Kategorie CAT III ausgerüstet und eignet sich somit für *precision approaches*. Sie wird für die Mehrheit der Landungen (rund 90%) benützt.

Die Piste 34 verfügte zum Zeitpunkt des schweren Vorfalls über kein Instrumentenlandesystem. Die Benutzung der Piste 08/26 ist abhängig vom Typ und der Leistung der Flugzeuge. Sie dient vor allem für den Start kleinerer und mittlerer Flugzeuge gegen Westen.

## 1.11 Flugschreiber

### 1.11.1 Flugdatenschreiber

Muster	<i>Digital Flight Data Recorder - DFDR</i>
Hersteller	Allied Signal
<i>Part Number P/N</i>	980-4700-019

Die Daten waren vollständig aufgezeichnet und für die Auswertung gut lesbar.

### 1.11.2 Cockpit voice recorder

Muster	<i>Solid State Cockpit Voice Recorder - SSCVR</i>
Hersteller	Honeywell
<i>Part Number P/N</i>	980-6022-001
<i>Serial Number S/N</i>	1298

Der eingebaute CVR hat eine Aufzeichnungsdauer von zwei Stunden. Die Auswertung zeigte, dass die Aufzeichnungen des CVR auf dem Flugzeug gelöscht worden waren. Nach Aussage des Kommandanten hatten weder er selbst noch der Copilot die Aufzeichnungen gelöscht.

Da der Hersteller des CVR unter gewissen Umständen Daten, welche gelöscht worden sind, wieder herstellen kann, wurde der CVR zur weiteren Untersuchung dem Hersteller übergeben (siehe Kapitel 1.18).

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

Nicht betroffen.

#### **1.13 Medizinische und pathologische Feststellungen**

Es gibt keine Hinweise, dass die Besatzung zum Zeitpunkt des schweren Vorfalles in irgendeiner Art und Weise beeinträchtigt war.

#### **1.14 Feuer**

Nicht betroffen.

#### **1.15 Überlebensaspekte**

Nicht betroffen.

#### **1.16 Versuche und Forschungsergebnisse**

Nicht betroffen.

#### **1.17 Angaben zu verschiedenen Organisationen und deren Führung**

##### **1.17.1 Das Flugbetriebsunternehmen Crossair**

###### **1.17.1.1 Allgemeines**

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 regelmässigen Linienverkehr auf. In den folgenden zwei Jahrzehnten wuchs das Unternehmen zu einer grossen Regionalfluggesellschaft, welche im Zeitpunkt des schweren Vorfalles mit rund 3500 Angestellten mehr als 80 Flugzeuge der Baumuster SAAB 2000, Embraer 145, Avro 146 RJ 85/100 und Boeing MD 83 betrieb.

###### **1.17.1.2 Vorschriften bezüglich Startverfahren**

Im *Operations Manual A* (OM A) wurde im Kapitel 5.2.3.2 festgehalten, dass der Copilot unter gewissen Bedingungen den Start durchführen kann. Diese Bedingungen beinhalten unter anderem ein entsprechendes publiziertes Verfahren im OM B.

Dieses Verfahren wurde im OM B Kapitel 3.8 TAKEOFF festgehalten. Hier stand unter anderem:

*"When cleared for takeoff, the left pilot switches on the LDG 1, NOSE and LDG 2 lights and switches off the taxi light.*

*If the takeoff is to be carried out by the right pilot, a handover of the controls is now performed. The left pilot will call "YOUR CONTROLS", the right pilot will re-*

*spond "MY CONTROLS". The left pilot will retain control of the thrust levers, setting take off thrust. The right pilot will take control of the steering via the rudder pedals, and hold the control column."*

Speziell stand unter "Right Pilot Takeoff" unter anderem folgendes:

*"The autopilot shall be coupled to the right Flight Director, during the TAXI checklist.*

...

*The handover should commence after completion of the LINE UP checklist.*

*In both cases, the left pilot maintains control of the thrust levers. When ready for take off, the right pilot calls out "SET THRUST". The right pilot maintains directional control through the rudder pedal steering. Follow the information on the paragraph (Takeoff Procedure) below for the work distribution."*

In diesem erwähnten Paragraphen stand unter anderem folgendes:

<i>LEFT PILOT</i>	<i>RIGHT PILOT</i>
<i>When passing 80 KIAS call out: "Eighty knots"</i>	
	<i>Check the speed on his / her Speed Tape and call out: "Checked"</i>
<i>When passing <math>V_1</math> call out: "V-one"</i>	
<i>When passing <math>V_R</math> call out: "Rotate"</i>	
	<i>Monitor airspeed noting <math>V_1</math> and rotate smoothly at <math>V_R</math></i>
<i>When passing <math>V_2</math> call out: "V-two"</i>	
	<i>Check when a positive RoC is indicated and call out: "Gear up"</i>
<i>Verify positive RoC, select the Landing Gear Lever up and call out: "Gear in transit" When all gears are retracted, call out: "Gear is up, V-Flaps zero ____"</i>	
<i>Check flight instruments indications</i>	

Im "Pilot Information Handbook EMB-145" (PIH) vom 8. Mai 2001 war die Rotationsstechnik beim Start beschrieben (siehe Anlage 3).

#### 1.17.1.3 Verfahrensvorschriften bezüglich fehlerhaftem Trimmverhalten

Im PIH des Flugbetriebsunternehmens wurde auf das Operational Bulletin OB 145-012/00 des Flugzeugherstellers verwiesen und folgendes erwähnt:

*"20 production flights show consistently first trim command shortly after airborne. In this condition, the HSA loads are well below the stabilizer stall threshold."*

Im Weiteren wurde im PIH auf die Revision 54 vom 19. April 2001 im *Airplane Flight Manual (AFM)* verwiesen, welche neu folgende Limitation beinhaltet:



**PITCH TRIM**

*Maximum Airspeed after Takeoff/During Climb  
Without Retrimming ..... 160 KIAS*

Ebenso wurde im PIH auf eine Alert Service Bulletin hingewiesen, welches empfiehlt, folgendes Schild im Cockpit anzubringen:

AIRSPEED AFTER TAKEOFF/  
DURING CLIMB WITHOUT  
RETRIMMING MAX 160 KIAS

Zusätzlich wurde im PIH ein neues Verfahren bezüglich PITCH TRIM INOPERATIVE publiziert (siehe Anlage 4). Dieses Verfahren basiert auf der durch den Flugzeughersteller publizierten Revision 51 vom 30. Januar 2001 (siehe Anlage 6).

## 1.17.2 Der Flugzeughersteller

## 1.17.2.1 Allgemeines

Beheimatet in São José dos Campos, Brasilien, wurde Embraer im Jahre 1969 als staatliches Unternehmen gegründet und am 7. Dezember 1994 privatisiert.

Embraer ist einer der grössten Flugzeughersteller und hat sich auf spezielle Marktsegmente mit grossem Wachstum in der kommerziellen, militärischen und geschäftlichen Fliegerei fokussiert.

Embraer war in den Jahren 1999 bis 2001 der grösste Exporteur Brasiliens.

## 1.17.2.2 Informationen bezüglich Trimmung beim Start

Am 1. Dezember 2000 hat Embraer für alle Betreiber der EMB-145 und EMB-135 Flugzeuge das Operational Bulletin OB 145-012/00 publiziert. Dieses OB hat den Titel: PITCH TRIM INOPERATIVE DURING TAKEOFF und als Publikationsgrund erwähnt der Hersteller: *To provide information about temporary loss of pitch trim command during takeoff.*

Der Hersteller bezieht sich auf sechs Vorfälle, bei welchen die Pitch-Trimmung während des Startes vorübergehend nicht funktionierte. Bei allen Vorfällen war das Flugzeug in der Beschleunigungsphase und hatte eine Geschwindigkeit von über 200 KIAS. In fünf Fällen konnte die Pitch-Trimmung wieder reaktiviert werden, als die Geschwindigkeit unter 200 KIAS reduziert wurde. Im sechsten Fall ist diesbezüglich nichts bekannt.

Der Hersteller beschreibt, dass während dem Start, wenn die Pitch-Trimmsignale verspätet erfolgen, auch die benötigten Kontrollkräfte auf dem Stabilizer steigen. Diese grösseren Kräfte führen zu keinem strukturellen Problem, können aber dazu führen, dass der *Horizontal Stabilizer Actuator* (HSA) blockiert wird, was zu einem vorübergehenden Verlust der Pitch-Trimmung führt.

Der Hersteller publiziert im erwähnten OB unter anderem folgendes:

**NOTE:** *If pitch trim adjustments are delayed after takeoff, high pilot force on the control column may induce loads on the HSA close or above its maximum operating load*

*Therefore, in case of loss of pitch trim command associated with high pitch control forces during takeoff, proceed as follows:*

*Airspeed ..... REDUCE*

Im *Airplane Flight Manual* des Herstellers vom 12. Mai 1997, mit Revision vom 30. Januar 2001, steht in der BEFORE START Checkliste bezüglich Trimmung unter anderem folgendes:

*Set the pitch trim to the units required for takeoff. Set the roll and yaw trims to zero.*

<i>PITCH TRIM UNITS</i>	<i>8</i>	<i>7</i>	<i>6</i>	<i>5</i>	<i>4</i>
<i>CG POSITION (%)</i>	<i>LESS THAN 25</i>	<i>30</i>	<i>35</i>	<i>40</i>	<i>43</i>

Das Flugzeug HB-JAD hatte für den Start des Fluges LX 500 den Stabilizer auf 8° ANU gesetzt und der CG für das aktuelle Startgewicht betrug 20.6.

#### 1.17.3 Emergency/Abnormal Checkliste bezüglich PITCH TRIM INOPERATIVE

Im Quick Reference Handbook (QRH) des Herstellers vom 1. Mai 2000 wird das Verfahren für PITCH TRIM INOPERATIVE in der Emergency/Abnormal Checkliste beschrieben (siehe Anlage 5). Dieses Verfahren wurde im QRH mit der Revision vom 27. November 2001 erheblich erweitert, um den bekannten Problemen mit der Trimmung nach dem Start Rechnung zu tragen (siehe Anlage 6).

#### 1.18 Zusätzliche Angaben

Da die Aufzeichnungen des CVR auf dem Flugzeug gelöscht worden waren, wurde der CVR zur weiteren Untersuchung dem Hersteller übergeben.

Beim Drücken des ERASE-Knopfes des CVR werden die Aufzeichnungen nicht wirklich gelöscht, sondern nur der "*pointer*" um einen gewissen Betrag zurückgestellt, so dass die aufgezeichneten Daten nicht mehr abgehört werden können. Der Hersteller hat Zugriff auf diesen *pointer* und kann diesen zurücksetzen, damit die Daten wieder gelesen werden können. Dieses Verfahren wird *data recovery* genannt.

Trotz einem technisch erfolgreichen *data recovery* waren keine Aufzeichnungen vom Flug LX 500 vom 24. Dezember 2001 vorhanden. Die vorhandenen Aufzeichnungen waren diejenigen eines kompletten Tests, wie er normalerweise nur beim Hersteller durchgeführt wird. Da im *memory* auch die Betriebsstunden aufgezeichnet werden, konnte festgestellt werden, dass der CVR noch genau gleich viele Stunden anzeigte, wie bei seiner letzten Reparatur beim Hersteller am 17. Mai 2001.

Aus diesen Fakten muss geschlossen werden, dass der CVR seit seiner letzten Reparatur am 17. Mai 2001 nie in Betrieb war. Die Frage muss offen bleiben, ob der CVR mit der S/N 1298 im Flugzeug HB-JAD eingebaut war und dort nicht funktionierte oder ob der Untersuchungsbehörde irrtümlicherweise ein falscher CVR zur Auswertung übergeben wurde.

#### 1.19 Nützliche oder effektive Untersuchungstechniken

Nicht betroffen.

## 2 Analyse

### 2.1 Technische Aspekte

Es liegen keine Anhaltspunkte für vorbestandene technische Mängel vor, die den schweren Vorfall hätten verursachen können. Jedoch zeigen die verschiedenen Vorfälle mit der teilweise unwirksamen Trimmung nach dem Start, dass das *Horizontal Stabilizer* Trimmsystem eher leistungsschwach ausgelegt und vor allem in der Startphase für den *initial climb* sehr limitierend war. So zeigten sich schon bei leicht überhöhter Geschwindigkeit und den entsprechend ansteigenden aerodynamischen Kräften mehrmals Funktionsmängel.

Das Problem trat vor allem nach dem Rotieren in der Startphase beim Übergang in den stabilisierten Steigflug auf. Die Trimmung blockierte, weil die aerodynamischen Kräfte auf dem *stabilizer*, verstärkt durch den Elevatoreinsatz, bei Übergeschwindigkeit so gross wurden, dass sie vom *Horizontal Stabilizer Actuator* (HSA) nicht mehr überwunden werden konnten.

In allen bekannten Vorfällen konnte die Trimmung wieder aktiviert werden, nachdem die Geschwindigkeit auf unter 200 KIAS reduziert worden war.

Aufgrund dieser Erkenntnisse änderte der Flugzeughersteller einerseits die Verfahren für eine unwirksame Trimmverstellung (siehe Kapitel 1.17.3) und andererseits führte er beim Start für die Trimmung die Limite von 160 KIAS ein.

### 2.2 Menschliche und betriebliche Aspekte

#### 2.2.1 Flugbesatzung

Da keine *cockpit voice recorder* (CVR) Aufzeichnungen zur Verfügung standen, fehlten wesentliche Informationen zur Beurteilung der Umsetzung der vom Flugbetriebsunternehmen festgelegten Verfahren wie z.B. *briefings*, *crew coordination* und Abarbeiten der entsprechenden Checklisten. Es standen die DFDR Aufzeichnungen sowie die Aussagen der Besatzung und des *Flight Safety Officers* des Flugbetriebsunternehmens zur Verfügung.

Generell wird auf dem EMB-145 mit einer Rate von 3-4 Grad pro Sekunde rotiert. Die DFDR Daten zeigen, dass der Copilot bis zu einem Wert von 18° ANU eine Zeit von 17 Sekunden benötigte. Diese Zeit ist extrem lang und führt, wie auch der vorliegende schwere Vorfall zeigt, zu einer überhöhten Anfangssteiggeschwindigkeit. Im schweren Vorfall wurde die Sollgeschwindigkeit von 146 KIAS um 27 KIAS überschritten.

Die Limite von 160 KIAS nach dem Start verlangt, besonders bei einem leichten und buglastigen Flugzeug, wie es beim Flug LX 500 der Fall war, eine sehr disziplinierte Rotation. Es verlangt von der Besatzung eine entsprechende mentale Vorbereitung und sollte Bestandteil eines *take off briefings* sein. Die aufgezeichneten Daten lassen den Schluss zu, dass die Besatzung vom schnellen Startablauf überrascht wurde und nicht genügend vorbereitet war, die Zielwerte bezüglich ANU (*pitch*) und Geschwindigkeit im nötigen Toleranzband einzuhalten. Die tiefe Aussentemperatur von -14 °C und der Luftdruck von 1020 QNH begünstigten die rasche Beschleunigung des Flugzeuges beim Start zusätzlich.

Ein Publizieren von Zielwerten bezüglich des Rotierens pro Zeiteinheit und auf einen *initial pitch* Wert in den Verfahrensvorschriften des Flugbetriebsunternehmens hätten helfen können, die Besatzung besser auf den Start vorzubereiten.

Die Aufzeichnungen zeigen weiter, dass der Copilot bei 173 KIAS zum ersten Mal die Trimmung bediente. Damit war die Geschwindigkeit bereits über dem vom Hersteller verlangten maximalen Wert von 160 KIAS. Dies ist mit grosser Wahrscheinlichkeit der Grund, dass der *Horizontal Stabilizer Actuator* (HSA) überlastet war, blockierte und die Warnung PITCH TRIM 1 INOP ausgelöst wurde.

Es muss angenommen werden, dass dem Copiloten die zu hohe Geschwindigkeit bewusst wurde, denn in der Folge erhöhte er die *pitch attitude* auf den Maximalwert von 20° ANU, um die Geschwindigkeit von 173 KIAS auf 160 KIAS zu reduzieren.

Bei einer Geschwindigkeit von 159 KIAS konnte die Trimmung betätigt werden und die Warnung erlosch. Im Anschluss wurde der Autopilot eingeschaltet und in einem kontinuierlichen Steigflug erfolgte das Einfahren der Klappen.

Beim weiteren Beschleunigen der Geschwindigkeit auf die von der Besatzung vorgewählten 250 KIAS zeigen die Aufzeichnungen, dass der Autopilot nicht in der Lage war, auf einen kleineren *pitch* Wert zu trimmen. Als Folge davon schaltete die Besatzung den Autopiloten aus und gemäss Aussagen des Copiloten war das Flugzeug in ungetrimmtem Zustand schwer kontrollierbar. Er benötigte eine grosse AND (*aircraft nose down*) Steuerkraft. Er befahl in der Folge dem Kommandanten, das Fahrwerk auszufahren und nach 40 Sekunden benutzte er das Ersatztrimmsystem (*back up trim*), welches funktionierte.

Gemäss Aussage des Copiloten wurde die *emergency checklist* für PITCH TRIM INOPERATIVE abgearbeitet und die Kontrollierbarkeit des Flugzeuges war wieder sichergestellt. Ob das Benutzen des Ersatztrimmsystems als Folge der *emergency checklist* erfolgte oder ob es schon vorher als *"by heart item"* aktiviert wurde, kann aufgrund der fehlenden CVR Daten nicht beantwortet werden.

Die Aufzeichnungen und die Aussagen der Besatzungen lassen den Schluss zu, dass das Ersatztrimmsystem 40 Sekunden nach dem Ausfahren des Fahrwerkes, beziehungsweise 4 Min. 53 Sek. nach Erscheinen der Warnung, erstmals benutzt wurde. Die Warnung PITCH TRIM 1 INOP sagt indirekt aus, dass das System 2 (back-up) verfügbar ist. Die Frage, ob fehlende Systemkenntnisse der Besatzung oder andere Umstände dazu führten, dass das Ersatztrimmsystem nicht schon viel früher benutzt wurde, kann nicht beantwortet werden.

### 2.2.2 Flugbetriebsunternehmen

Alle bekannten Vorfälle auf dem Flugzeugmuster EMB-145 bezüglich unwirksamen Trimmens nach dem Start wurden vom Flugbetriebsunternehmen untersucht und analysiert. Als Folge davon wurde ein detailliertes Informationsbulletin herausgegeben. In diesem *"Flight Crew Information Bulletin"* vom 8. Mai 2001, mit dem Titel: *"Stabilizer Trim Operation EMB-145"* wurde das Trimm-System zusammenfassend beschrieben, die Rotationstechnik erläutert und das neue Verfahren bei unwirksamer Trimmung publiziert. Ebenso wurde den Besatzungen bekannt gemacht, welche diesbezüglichen Aktionen durchgeführt und zukünftig geplant waren. Im Weiteren wurde auf alle vom Flugzeughersteller diesbezüglich publizierten Dokumente verwiesen.

Dieses Bulletin war umfassend, zweckmässig und enthielt alle für die Piloten wichtigen Informationen. Die Aussage des Kommandanten gegenüber dem *Flight Safety Officer* des Flugbetriebsunternehmens, dass er mit den *pitch control* Problemen des EMB-145 nicht vertraut wäre, lässt die Frage offen, in wieweit diese Informationen in der Schulung und generell bei den Besatzungen verarbeitet wurden.

Die vom Flugbetriebsunternehmen tabellarisch publizierte Aufgabenverteilung der beiden Piloten beim Start sagt nichts aus über die Technik, wie beim Start in welcher Zeiteinheit und auf was für eine *aircraft nose up* (ANU) *attitude* rotiert werden soll. Eine solche Angabe gäbe den Piloten wertvolle Informationen für eine kontinuierliche Rotation beim Start und würde eine bessere Ausgangslage schaffen für einen reibungslosen Übergang in einen stabilisierten Steigflug.

### 3 Schlussfolgerungen

#### 3.1 Befunde

##### 3.1.1 Besatzung

- Die Piloten besaßen die für den Flug notwendigen Ausweise.
- Der Kommandant schloss die Umschulung auf das Flugzeugmuster EMB-145 am 11. Oktober 2001 mit dem *type rating* ab. Er hatte zum Zeitpunkt des schweren Vorfalls auf diesem Flugzeugmuster eine Erfahrung von gesamt 75:18 Stunden.
- Der Copilot hatte auf dem Flugzeugmuster EMB-145 eine zweijährige Flugenerfahrung mit 995 Stunden.
- Es liegen keine Anhaltspunkte für gesundheitliche Störungen der Piloten vor.
- Die geplanten Ruhezeiten vor dem Flugeinsatz LX 500 betragen für den Kommandanten 20:10 Stunden; der Copilot hatte vier Tage dienstfrei.
- Der Copilot war während des ganzen Fluges als fliegender Pilot (*pilot flying* – PF) und der Kommandant als assistierender Pilot (*pilot not flying* – PNF) eingesetzt.

##### 3.1.2 Technische Aspekte

- Die Untersuchung ergab keine Anhaltspunkte für vorbestandene technische Mängel, die den schweren Vorfall hätten verursachen können.
- Masse und Schwerpunkt des Flugzeuges befanden sich innerhalb der zulässigen Grenzen.
- Die aufgetretenen Vorfälle mit der teilweise unwirksamen Trimmung nach dem Start auf dem Flugzeug EMB-145 waren bekannt und mehrfach publiziert worden.
- Die Untersuchung der *Horizontal Stabilizer Control Unit* (HSCU) ergab keine Hinweise auf ein Fehlverhalten.
- Auf dem der Untersuchungsbehörde ausgehändigten CVR waren keine Aufzeichnungen vorhanden.

##### 3.1.3 Flugverlauf

- Der *stabilizer* war für den Start auf 8° ANU gesetzt.
- Die Rotation beim Start erfolgte langsam und dauerte 17 Sekunden.
- Die Anfangssteiggeschwindigkeit von 146 KIAS nach dem Rotieren wurde um 27 KIAS überschritten.
- Nach dem ersten Betätigen der Trimmung bei einer Geschwindigkeit von 173 KIAS wurde die Warnung PITCH TRIM 1 INOP angezeigt.
- Die maximal publizierte Limite von 160 KIAS für die erstmalige Betätigung der Trimmung nach dem Start wurde somit um 13 KIAS überschritten.

- Im weiteren Steigflug konnte der Autopilot benutzt werden und die Klappen wurden eingefahren.
- Während des Beschleunigens über Flugfläche 100 konnte der Autopilot nicht trimmen und wurde ausgeschaltet.
- Das Flugzeug wurde in der Folge in ungetrimmtem Zustand manuell schwer steuerbar.
- Zur Geschwindigkeitsreduktion wurde das Fahrwerk ausgefahren.
- Die Besatzung deklarierte einen Notfall, arbeitete die entsprechende *emergency checklist* ab und verlangte eine Rückkehr zum Startflughafen.
- 4 Min. 53 Sek. nach dem Erscheinen der Warnung PITCH TRIM 1 INOP wurde das Ersatztrimmsystem (*back up trim*) betätigt, welches funktionierte.
- Das Flugzeug war wieder normal kontrollierbar und die Landung erfolgte ereignislos.

#### 3.1.4 Rahmenbedingungen

- Tiefe Startmasse des Flugzeuges mit nur 4 Passagieren und 47 kg Gepäck.
- Rasche Beschleunigung beim Start aufgrund der atmosphärischen Bedingungen.

### 3.2 Ursachen

Der schwere Vorfall ist darauf zurückzuführen, dass nach dem Start die Stabilizertrimmung blockierte, weil die fliegerischen Grenzwerte überschritten wurden und die Besatzung in der Folge nicht zweckmässig vorging.

Das Überschreiten der fliegerischen Grenzwerte wurde begünstigt durch:

- Die langsame Rotation des Flugzeuges beim Start
- Die tiefe Startmasse des Flugzeuges

## 4 Sicherheitsempfehlungen und seit dem schweren Vorfall getroffene Massnahmen

### 4.1 Sicherheitsempfehlungen

Keine.

### 4.2 Seit dem schweren Vorfall getroffene Massnahmen

#### 4.2.1 Durch das Flugbetriebsunternehmen

Das *Flight Safety Office* des Flugbetriebsunternehmens hat den schweren Vorfall detailliert untersucht, analysiert und in einem vertraulichen Bericht durchaus auch selbstkritische Fragen gestellt und Schlüsse gezogen.

Rund drei Monate nach dem schweren Vorfall wurde aus der in Konkurs gegangenen Swissair und dem Flugbetriebsunternehmen Crossair ein neues Flugbetriebsunternehmen mit dem Namen "Swiss International Air Lines" gegründet. Dieses neue Flugbetriebsunternehmen betrieb eine Flotte mit mehr als 80 Flugzeugen der Baumuster SAAB 2000, Embraer 145, Avro 146 RJ 85/100, Airbus A319/20/21, Airbus A330 und MD11.

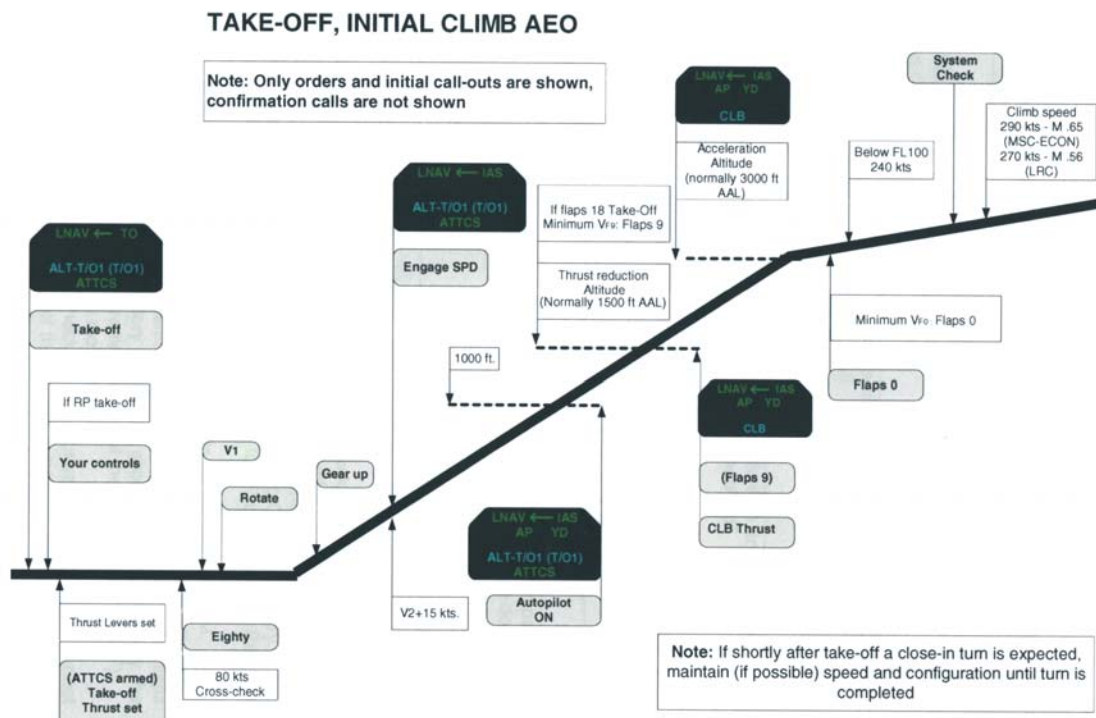
In diesem neuen Flugbetriebsunternehmen wurde in der Ausbildung unter anderem versucht, mit der Vorgabe von Zielwerten wie Rotationsgeschwindigkeit und *initial pitch attitude* den Startablauf zu standardisieren. Davon war auch das Flugzeugmuster EMB-145 betroffen.

Im Operational Manual (OM) B im Kapitel 1.02.10 wurden der *take-off roll and initial climb* unter anderem wie folgt angepasst:

– ...
– At 80 kts <b>PNF</b> calls out " <b>Eighty</b> " and <b>PF</b> checks speed annunciator on his side and confirms " <b>Checked</b> " <b>NOTE:</b> If the 80 kts call out is missed, the actual speed shall be called out to avoid any confusion (e.g. " <b>100</b> ")
– <b>PNF</b> calls out " <b>V<sub>1</sub></b> ", " <b>Rotate</b> " at the appropriate speeds.
– At <b>V<sub>1</sub></b> <b>LP</b> takes his right hand away from the thrust levers.
– At <b>V<sub>R</sub></b> , <b>PF</b> starts smooth rotation with about 3-4 deg/sec to 14 deg. After lift off follow FD pitch bar. If FD not usable, climb with <b>V<sub>2+15</sub></b> (initially 14° ANU, maximum 20° ANU)
– <b>PF</b> orders " <b>Gear up</b> " when clear of ground and positive rate of climb is established. – <b>PNF</b> checks positive rate, selects the gear up and monitors proper gear retraction.
– When reaching <b>V<sub>2+15</sub></b> kts <b>PF</b> orders " <b>Engage speed</b> " – <b>PNF</b> engages speed mode and adjusts speed bug to <b>V<sub>2+15</sub></b> kts (= <b>V<sub>F0</sub></b> for Flap 9 T/O; = <b>V<sub>F9</sub></b> for Flap 18 T/O)
– Above 1000 ft RA: – <b>AP</b> may be engaged. At discretion, <b>PF</b> orders " <b>Autopilot ON</b> "
– ...



Zusätzlich wurde im OM B im Kapitel 1.02.10 (*Normal Procedures, Standard Operating Procedures*) das folgende Start/Steigflugprofil publiziert:



#### 4.2.2 Durch den Flugzeughersteller

Mit der Publikation des Operational Bulletin OB 145-012/00 und der Limitierung der Anfangssteigfluggeschwindigkeit von 160 KIAS vor der ersten Betätigung der Trimmung reagierte der Flugzeughersteller Embraer auf die bekannten Vorfälle mit dem teilweise unwirksamen Trimmsystem nach dem Start.

In einer weiteren Phase nahm der Flugzeughersteller diverse Verbesserungen am Trimmsystem vor, um dessen Zuverlässigkeit zu erhöhen. Im Speziellen betraf dies den *Horizontal Stabilizer Actuator* (HSA), die *Horizontal Stabilizer Control Unit* (HSCU) und die entsprechenden Warnanzeigen.

Im Folgenden sind die wichtigsten Verbesserungen stichwortartig zusammengefasst:

- Die Trimm-Motorenleistung wurde erhöht, indem die Zufuhrspannung von 19 V A/C auf 20-25 V A/C erhöht wurde und die Absicherung von 33 A auf 45 A.
- Die Kupplung des HSA wurde für eine höhere Kraftübertragung ausgelegt.
- Die Zuverlässigkeit des HSCU wurde erhöht um sie weniger stör anfällig zu machen.
- Die Zuverlässigkeit, respektive Funktionstüchtigkeit der beiden *trim switch* Hälften am Steuerhorn wurde durch verbesserte elektrische Kontakte erhöht.
- Ein *aural warning call out: "trim"* wurde eingebaut, welcher aktiviert wird, wenn nur eine der beiden *trim switch* Hälften für mehr als 3 Sekunden betätigt wird.

Im EICAS wurden die Informationen für die Besatzungen verbessert. Bestehende Anzeigen sind nun selektiv klarer dargestellt und zusätzliche Warnmeldungen werden zur Anzeige gebracht.

Die beiden Warnmeldungen bezüglich PITCH TRIM wurden wie folgt geändert:

- PITCH TRIM 1 INOP wurde neu zu PTRIM MAIN INOP.
- PITCH TRIM 2 INOP wurde neu zu PTRIM BACKUP INOP.

Bei *pitch trim switch failures* erscheinen neu folgende Anzeigen:

- PTRIM CPT SW FAIL – CAUTION
- PTRIM F/O SW FAIL – CAUTION
- PTRIM BKP SW FAIL – CAUTION

Bern, 16. Januar 2008

Büro für Flugunfalluntersuchungen

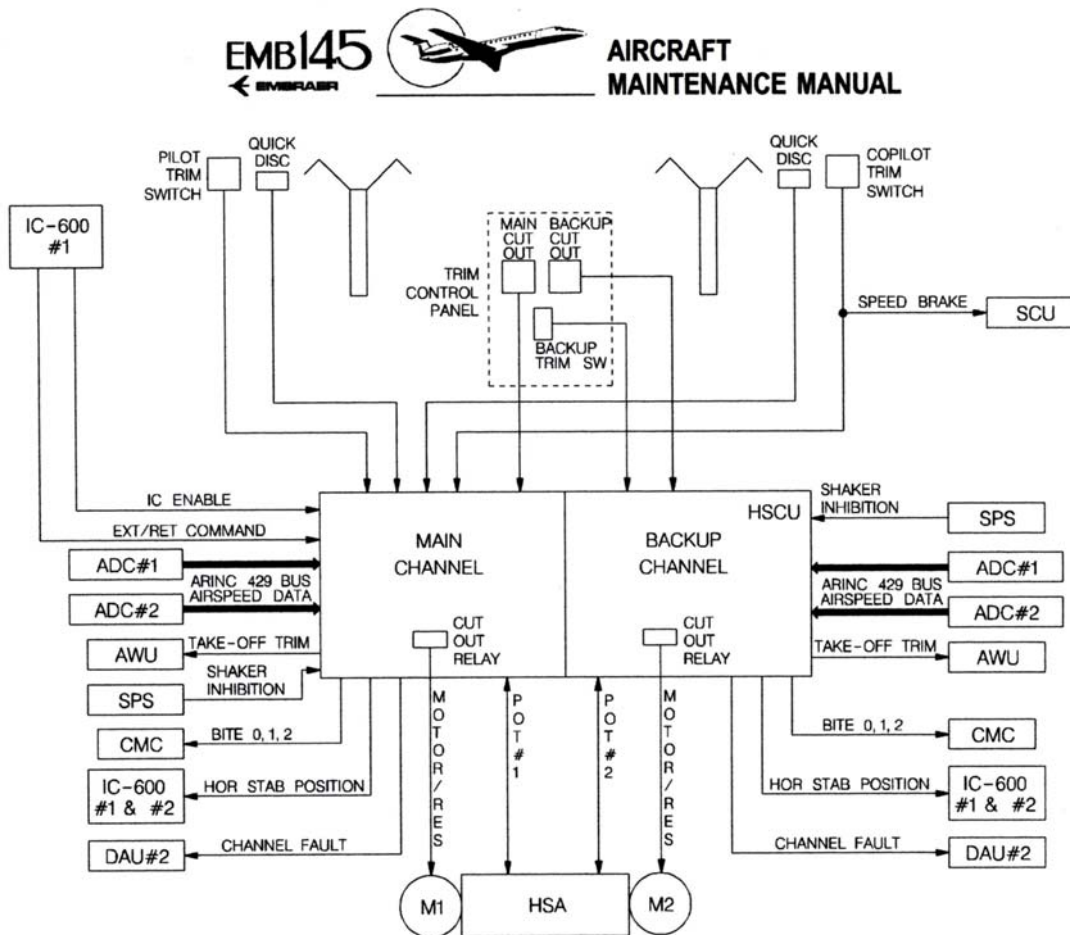
Dieser Bericht enthält die Schlussfolgerungen des BFU über die Umstände und Ursachen des vorliegend untersuchten schweren Vorfalles.

Gemäss Anhang 13 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 Vorfalles die Verhütung künftiger Unfälle oder schwerer Vorfälle. Die rechtliche Würdigung der Umstände und Ursachen von Flugunfällen und schweren Vorfällen ist ausdrücklich nicht Gegenstand der Flugunfalluntersuchung. Es ist daher auch nicht Zweck dieses Berichts, ein Verschulden festzustellen oder Haftungsfragen zu klären.

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

Anlagen

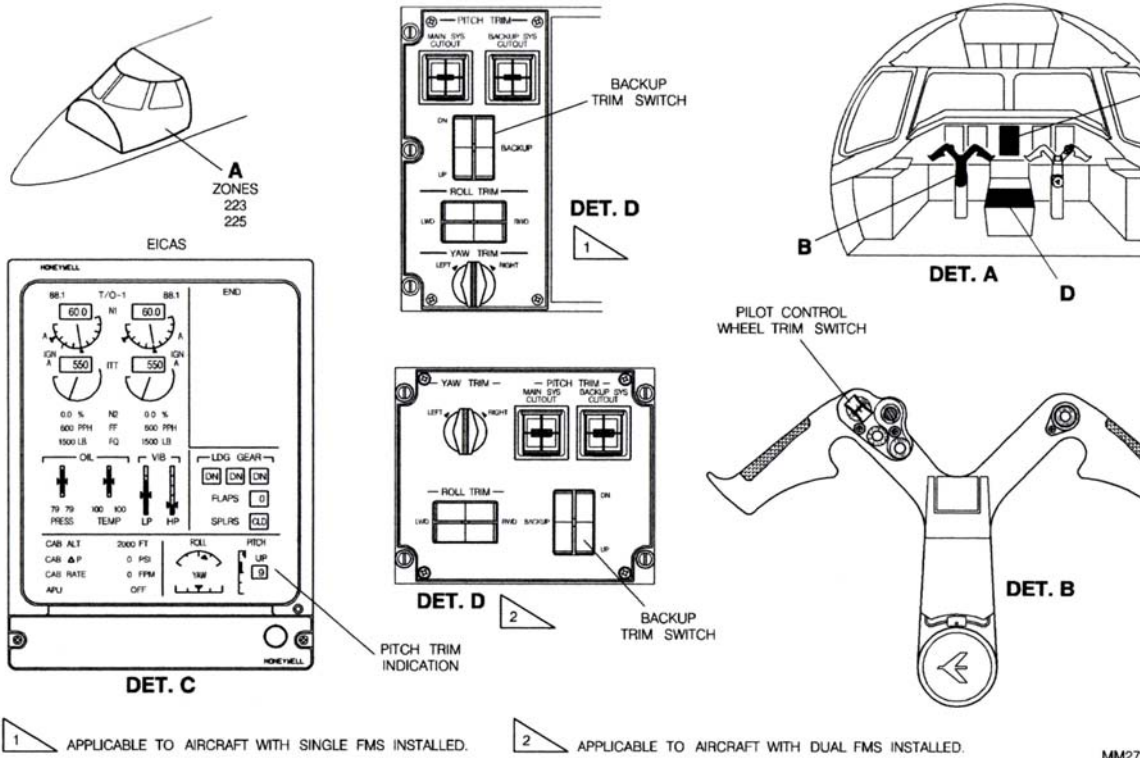
Anlage 1: Horizontal Stabilizer Control System Schematic



145MM27411.MCE A

HORIZONTAL STABILIZER CONTROL SYSTEM SCHEMATIC

Anlage 2: Pitch Trim Control and Indication



MM27

PITCH TRIM CONTROL AND INDICATION

## Anlage 3: Rotations Technik beim Start

## Rotation Technique

During rotation on ground the airplane rotates around the main wheel, which is located aft of the CG position.



Once airborne the airplane rotates around the CG, which requires less elevator down force, as the CG is located in a much more forward position than the main wheel.



1) pull the yoke to rotate



2) push the yoke forward ...and start trimming nose down to alleviate yoke force !!



## Anlage 4: Zur Zeit des schweren Vorfalls gültiges Verfahren zur Behandlung der unwirksamen Pitch-Trimmung

### EMERGENCY / ABNORMAL PROCEDURES

#### PITCH TRIM INOPERATIVE

EICAS Message: PIT TRIM INOP warning message. AUTO TRIM FAIL caution message may be presented.

LIGHT: Master Warning light illuminates if PIT TRIM INOP message is presented. Master Caution light illuminates if AUTO TRIM FAIL caution message is presented.

Remaining Pitch Trim System.....AS REQUIRED

If both Pitch Trim Systems are inoperative:

Altitude .....BELOW 20000 ft  
DOWN TO MEA

Airspeed .....REDUCE

Below 250 KIAS:

Flaps .....9°

Below 200 KIAS:

Flaps .....22°

Stabilize the airplane around 190 KIAS. Consider landing at the nearest suitable airport.

Approach and landing configuration:

Landing Gear .....DOWN

NOTE: Gear extension should be delayed as long as possible.

Flaps .....22°

Airspeed..... $V_{REF45} + 20$  KIAS

**CAUTION:** TO DETERMINE THE MINIMUM SUITABLE LANDING DISTANCE, MULTIPLY THE UNFACTORED LANDING DISTANCE FOR FLAPS 45° BY 1.41.

## Anlage 5: Neues Verfahren bezüglich Behandlung der unwirksamen Pitch- Trimmung

### PITCH TRIM INOPERATIVE

EICAS Message: PIT TRIM 1 (2) INOP warning message (may be presented). AUTO TRIM FAIL caution message (may be presented).

If at least one message is presented:

Affected Pitch Trim System ..... OFF  
Continue the flight with the remaining Pitch Trim System.

If both Pitch Trim Systems are inoperative:

Pitch Trim Main System ..... OFF  
Pitch Trim Back Up System ..... OFF  
Consider landing at the nearest suitable airport.

If no message is presented:

Pitch Trim Command                   CHECK ALL  
  SWITCHES

If any Pitch Trim Command is reestablished:

Continue the flight with the remaining Pitch Trim System.

**NOTE:** When Main Pitch Trim System is INOP, Autopilot is not available.

**WARNING: IF PITCH TRIM COMMAND IS NOT REESTABLISHED, DO NOT OPEN SPEEDBRAKE.**

If Pitch Trim Command is not reestablished and the airplane presents a NOSE UP tendency:

Airspeed ..... REDUCE  
Airspeed reduction alleviates control column forces and may permit Pitch Trim Command to be recovered.

**NOTE:** Turning the airplane and extending the landing gear helps to maintain safe minimum airspeed in the presence of an unwanted pitch up tendency.

If it is necessary to reduce airspeed below 180 KIAS (or 200 KIAS in icing conditions), extend flaps to 9° (at 20000 ft maximum).

If it is necessary to reduce airspeed below 160 KIAS, extend flaps to 22°.

Pitch Trim Command                   CHECK ALL  
  SWITCHES

If Pitch Trim is recovered, retrim the airplane and proceed with flight normally.

If Pitch Trim is not recovered:

Consider landing at the nearest suitable airport.

Approach and landing configuration:

Landing Gear ..... DOWN  
Flaps ..... 22°  
Airspeed                    $V_{REF 45} +$   
  10 KIAS

**CAUTION: TO DETERMINE THE MINIMUM SUITABLE LANDING DISTANCE, MULTIPLY THE UNFACTORED LANDING DISTANCE FOR FLAPS 45° BY 1.27.**

If Pitch Trim Command is not reestablished and the airplane presents a NOSE DOWN tendency:

Airspeed                   REDUCE AS  
  REQUIRED

Below 250 KIAS:

Flaps (at 20000 ft maximum) ..... 9°

Below 200 KIAS:

Flaps ..... 22°

Approach and landing configuration:

Landing Gear ..... DOWN

**NOTE:** Gear extension should be delayed as long as possible.

Flaps ..... 22°  
Airspeed                    $V_{REF 45} +$   
  25 KIAS

TO determine the minimum suitable landing distance, multiply the unfactored landing distance for flaps 45° by 1.44.

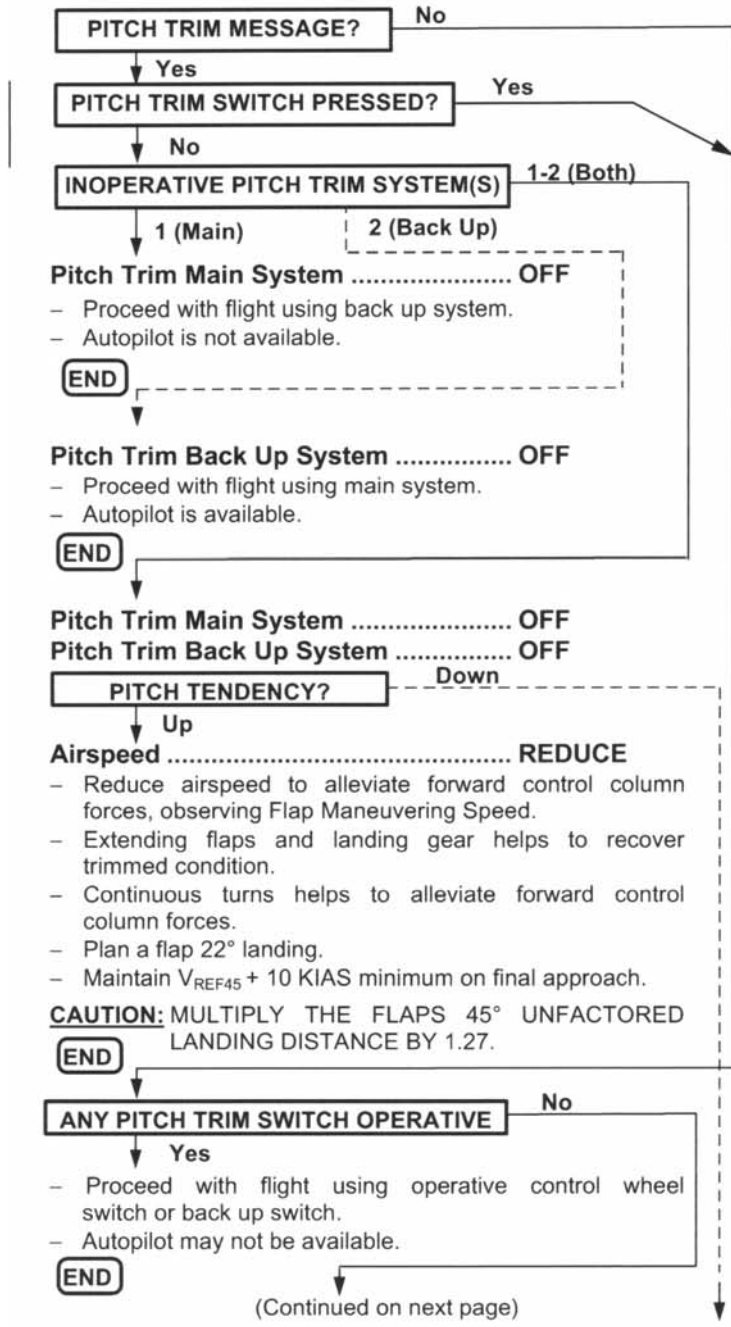
Anlage 6: EMERGENCY/ABNORMAL PROCEDURES des Flugzeugherstellers

# EMERGENCY/ABNORMAL PROCEDURES

Flight Controls

## PITCH TRIM INOPERATIVE

EICAS Warning: PIT TRIM 1 (2) INOP may be presented  
 EICAS Caution: AUTO TRIM FAIL may be presented  
 LIGHT: Master Warning.  
 LIGHT: Master Caution light may illuminate.



(Continued on next page)

QRH-135/1302

EAP-88

NOVEMBER 27, 2001



# EMERGENCY/ABNORMAL PROCEDURES

Flight Controls

(Continued from previous page)

PITCH TENDENCY

Down

Up

**WARNING: DO NOT OPEN SPEED BRAKE.**

**Airspeed..... REDUCE**

- Reduce airspeed to alleviate forward control column forces, observing Flap Maneuvering Speed.
- Extending flaps and landing gear helps to recover trimmed condition.
- Continuous turns helps to alleviate forward control column forces.

When control column force is alleviated:

**Pitch Trim Switches..... CHECK**

PITCH TRIM CONTROL

Not Recovered

Recovered

- Proceed with flight normally.

END

- Plan a flaps 22° landing.
- Maintain  $V_{REF45} + 10$  KIAS minimum on final approach.

**CAUTION: MULTIPLY THE FLAPS 45° UNFACTORED LANDING DISTANCE BY 1.27.**

END

**WARNING: DO NOT OPEN SPEED BRAKE.**

**When necessary to reduce airspeed:**

**Airspeed ..... 250 KIAS MAX**

**Flaps (20000 ft maximum)..... 9°**

**Airspeed ..... 200 KIAS MAX**

**Flaps ..... 22°**

- Plan a flaps 22° landing.
- Maintain  $V_{REF45} + 10$  KIAS minimum and  $V_{REF45} + 25$  KIAS maximum on final approach.
- Delay gear extension as long as possible.

**CAUTION: MULTIPLY THE FLAPS 45° UNFACTORED LANDING DISTANCE BY 1.44.**

END

QRH-135/1302

MAY 21, 2001

EAP-89