



# Schlussbericht der Eidgenössischen Flugunfall-Untersuchungskommission

über den Vorfall

des Flugzeuges DC-10-30 HB-IHF

der Swissair, Schweiz. Luftverkehr AG

vom 8. Mai 1977

auf dem Flughafen Zürich

## RESUME

Dimanche le 8 mai 1977, le DC-10 HB-IHF s'apprête à décoller à 1241 h sur la piste 28 de l'aéroport de Zürich pour un vol de ligne (SR 332) à destination de Tel Aviv. Un équipage de 15 personnes et 166 passagers se trouvent à bord. Immédiatement avant que soit atteinte la vitesse de décision V1, le décollage doit être interrompu à cause d'une panne de moteur. L'avion s'arrête environ 80 m au-delà de la fin de la piste.

Personne n'a été blessé lors de cet incident. Les réacteurs Nos 1 et 3 ont été endommagés. De faibles dégâts au sol ont été causés lors de la sortie de la piste.

Causes probables de l'incident :

Décélération insuffisante de l'avion sur la piste mouillée ou humide, pour des causes dont l'interaction n'a pas pu être établie clairement :

- Conditions d'adhérence de la piste au moment de l'incident
- Efficacité globale du freinage sur piste mouillée
- Utilisation de la capacité de freinage de l'avion par le pilote
- Absence de documentation du constructeur de l'avion pour la prise en compte de l'influence d'une piste mouillée lors d'un décollage interrompu.

## 0. ALLGEMEINES

### 0.1 Kurzdarstellung

Am 8. Mai 1977 startete die DC-10, HB-IHF, um 1241 Uhr <sup>1)</sup> auf der Piste 28 des Flughafens Zürich zu einem Linienflug (SR 332) nach Tel Aviv. An Bord befanden sich 15 Besatzungsmitglieder und 166 Passagiere. Unmittelbar vor dem Erreichen der Entscheidungsgeschwindigkeit  $V_1$  musste der Start wegen einer Triebwerkstörung abgebrochen werden. Das Flugzeug kam rund 80 m nach dem Pistenende zum Stillstand.

Beim Vorfall wurde niemand verletzt. Am Flugzeug wurden die Triebwerke Nr. 1 und 3 beschädigt. Beim Überrollen des Pistenendes entstand leichter Drittschaden.

Wahrscheinliche Vorfalursachen:

Das Überrollen des Pistenendes im Anschluss an einen Startabbruch bei der Entscheidungsgeschwindigkeit  $V_1$  ist zurückzuführen auf:

Ungenügende Verzögerung des Flugzeuges auf der nass-feuchten Piste aus Gründen, deren Wechselwirkung nicht abgeklärt werden konnte, unter anderem

- Pistengriffigkeit im Zeitpunkt des Vorfalles;
- Gesamtbremswirkungsgrad bei nasser Piste;
- Ausnützung der Bremskapazität durch den Piloten;
- Fehlen von Unterlagen des Flugzeugherstellers zur Berücksichtigung des Einflusses einer nassen Piste beim Startabbruch.

### 0.2 Untersuchung

Die Voruntersuchung wurde mit Zustellung des Untersuchungsberichtes vom 26. Juni 1978 an den Kommissionspräsidenten am 7. Juli 1978 abgeschlossen.

Die von der Kommission angeordneten Vergleichsmessungen der NASA fanden vom 2.-5. Oktober 1978 statt und ihre Ergebnisse wurden mit Bericht anfangs Januar 1979 zugestellt.

---

1 Alle Zeitangaben in GMT

## 1. FESTGESTELLTE TATSACHEN

### 1.1 Verlauf des Vorfalles

Die Besatzung startete um 1241 Uhr mit dem Flugzeug DC-10-30, HB-IHF, auf der feucht-nassen Piste 28 des Flughafens Zürich zum Kursflug SR 332 nach Tel Aviv.

Der Startabbruch erfolgte nach den Angaben des Flugzeug-Kommandanten:

"Bei 135-140 kt starker Schlag auf der linken Seite, anschliessend ENG FAIL WARNLICHT, T/O sofort abgebrochen. Mit Reverse und Full Brakes gute Bremswirkung; ca. 500-600 m vor RWY-Ende praktisch keine Bremswirkung mehr. Wir rutschen wie auf "Schmierseife" dem RWY-Ende entgegen. Mir wird klar, dass ich das Flugzeug vor Pistenende nicht mehr anhalten kann. Das Flugzeug rollt ca. 80 m über das Pistenende, wobei ich infolge des Grabens nach Pistenende das Flugzeug nach rechts "ziehe"!

"Ground Emergency" ausgeführt.

Kein Brand (alle Triebwerke nach Ground Emergency Checklist "gelöscht")."

Verschiedene Zeugen hörten Knalle und beobachteten Stichflammen aus dem Triebwerk Nr. 1, als sich das Flugzeug zwischen den Einmündungen der Rollwege B und E befand (Beilage 1). Einige Zeugen nahmen diese Erscheinungen wahr, bis das Flugzeug die Piste verliess. Es kam knapp rechts der Pistenachse, leicht nach rechts abgedreht, rund 80 m nach dem Pistenende und 120 m vor dem Einschnitt des Glatt-Flusses in weichem Wiesenboden zum Stillstand (Beilage 2).

### 1.2 Personenschäden

Keine.

### 1.3 Sachschäden am Luftfahrzeug

Triebwerke Nr. 1 und 3 schwer beschädigt

### 1.4 Sachschäden Dritter

Unbedeutend

### 1.5 Beteiligte Personen

### 1.5.1 Kommandant und fliegender Pilot

Jahrgang 1926, Flugkapitän

Führerausweis für Linienpiloten, ausgestellt durch das Eidg. Luftamt (L+A) am 31.5.1956, gültig bis 2.9.1977. Bewilligte Flugzeugmuster: Ein- und mehrmotorige Flugzeuge mit Kolbenmotoren bis 5700 kg. Weitere Flugzeugmuster: 12.10.1973 DC-10 (PIC).

Sonderbewilligung für Instrumentenflug, ausgestellt durch das L+A am 23.12.1954, gültig bis 1.8.1977.

- Flugzeugmuster: DC-10
- Funktion: PIC (Kommandant)
- Kat.: II

Flugerfahrung: Insgesamt 12'394 Stunden, wovon 1'769 Stunden mit 233 Landungen auf dem Unfallmuster; in den letzten 90 Tagen 111 Stunden mit 15 Landungen, alle auf dem Unfallmuster.

Letzte periodische ärztliche Untersuchung am 19.8.1976: tauglich.

### 1.5.2 Copilot

Jahrgang 1946, Pilot

Führerausweis für Berufspiloten, ausgestellt durch das L+A am 31.10.1969, gültig bis 6.10.1977.

Bewilligte Flugzeugmuster: Einmotorige Flugzeuge mit Kolbenmotor bis 2500 kg. 10.12.1970 mehrmotorige Flugzeuge mit Kolbenmotoren bis 5700 kg. Weitere Flugzeugmuster: 10.11.1973 DC-10 COPI.

Sonderbewilligung für Instrumentenflug, ausgestellt durch das L+A am 31.10.1969, gültig bis 8.9.1977.

- Flugzeugmuster: DC-10
- Funktion: COPI
- Kat.: II

Flugerfahrung: Insgesamt 3'522 Stunden, wovon 1'663 Stunden mit 277 Landungen auf dem Unfallmuster; in den letzten 90 Tagen 95 Stunden mit 13 Landungen, alle auf dem Unfallmuster.

Letzte periodische ärztliche Untersuchung am 27.9.1976: tauglich ohne Einschränkung.

### 1.5.3 Bordtechniker

Jahrgang 1931, Bordtechniker

Ausweis für Bordtechniker, ausgestellt durch das L+A am 17.4.1959, gültig bis 24.3.1978.

Erweiterungen: 12.3.1971 Ausbildung von Bordtechnikern.

Bewilligte Flugzeugmuster: 16.1.1974 DC-10.

Flugerfahrung: Insgesamt 10'116 Stunden, wovon 1'663 Stunden auf dem Unfallmuster; in den letzten 90 Tagen 70 Stunden, alle auf dem Unfallmuster.

Letzte periodische ärztliche Untersuchung am 14.3.1977: tauglich ohne Einschränkung.

### 1.6 Luftfahrzeug HB-IHF

Muster:	DC-10-30
Hersteller:	McDonnell-Douglas, Long Beach (USA)
Charakteristik:	Dreistrahliges Verkehrsflugzeug in Ganzmetall-Bauweise, mit Druckkabine und einziehbarem Bugradfahrwerk.
Mindest-Cockpitbesatzung:	2 Piloten und 1 Bordtechniker.
Baujahr/Werknummer:	1974/46580
Eigentümer und Halter:	Schweiz. Luftverkehr AG, Zürich Swissair,
Lufttüchtigkeitszeugnis und Verkehrsbewilligung:	ausgestellt durch das L+A am 25. März 1975, gültig bis 31. Dezember 1980.
Betriebszeit beim Vorfall:	9559.59 h

Letzte periodische Arbeiten: C-Check am 14. März 1977  
bei 8905.19 h  
A-Check am 20. April 1977  
bei 9341.16 h

Triebwerke: Drei General Electric CF 6  
- 50C von 22200 kg (217'500 N) Nennschub

Betriebszeiten beim Vorfall:

Triebwerk Position	1	2	3
Werknummer	455-137	517-111	455-275
Tot. Betriebsstd.	9513	4664	8975
Tot. Cycles (Betriebs-Zyklen)	3223	1539	2582
Einbau der Triebwerke	1.1.77	12.8.76	9.3.77
Tot. Betriebsst. seit Einbau	1492	3087	711
Tot. Cycles seit Einbau	591	1030	199
Tot. Bet.Std. seit Überholung	1492	3437	711
Tot. Cycles seit Überholung	591	1141	199

#### 1.6.1 Gewicht und Schwerpunktslage

Maximal zulässiges Startgewicht: 254'744 kg  
Maximal zulässiges Startgewicht auf Piste 28  
bei aktuellen Verhältnissen: 220'000 kg  
Gewicht beim Vorfall: 213'488 kg

Der Schwerpunkt befand sich gemäss Aircraft Operating Manual (AOM) im zulässigen Bereich.

#### 1.6.2 Fahrwerk

Die DC-10-30 ist mit einem Fahrwerk ausgerüstet, das aus folgenden Elementen besteht:

- 2 Hauptfahrwerke unter den Flügeln, mit je 4 bremsbaren Rädern
- 1 nicht bremsbares Bugfahrwerk mit 2 Rädern

- 1 Mittelfahrwerk unter dem Rumpf, mit 2 bremsbaren Rädern

Die statische Lastverteilung beim Vorfall wurde wie folgt ermittelt:

- Hauptfahrwerk: 74,8 %
- Bugfahrwerk: 9,0 %
- Mittelfahrwerk: 16,2 %

Die Bremsung erfolgt über Mehrscheiben-Bremsen, die hydraulisch betätigt werden. Das hydraulische System ist mit einer sogenannten Antiskid-Anlage ausgerüstet, die das Blockieren der Räder verhindert. Dazu wird die Winkelverzögerung der Räder gemessen; beim Überschreiten eines bestimmten Wertes wird der hydraulische Bremsdruck und somit die Bremsung reduziert. Die Steuerung dieses Vorganges erfolgt elektronisch. Wenn die Winkelverzögerung abnimmt, wird der vom Piloten über die Bremspedale im Cockpit gesteuerte Druck wiederhergestellt.

## 1.7 Wetter

### 1.7.1 Gemäss Bericht der Meteorologischen Zentralanstalt

#### Wetter am Vorfallort

Wetterlage:	Durchgang eines fast okkludierten Frontensystems
Wetter:	Bedeckt, leichter Regen
Wolken:	2/8 Sc mit Basis in 2100 m/sol 3/8 - 4/8 Ac mit Basis in 2100 m/sol 7/8 - 8/8 As in 2400 m/sol
Sicht:	15 - 20km
Wind:	220-250°, 6-8 kt
Temp. / Tpkt.:	07°/04°
Luftdruck:	1013 mb QNH
Gefahren:	Keine
Sonnenstand:	Azimut 214°, Höhe 56°
Bemerkungen:	Nasse Piste, Niederschlagsmenge 07-13h (LT) 0,6 mm



	Regenmenge in mm		
	07-19 h	19-07 h (MEZ)	Total
6.5./7.5.1977	0.0 mm	0.0 mm	0.0 mm
7.5./8.5.	7.8	0.2	8.0
8.5./9.5.	2.4	0.3	2.7

#### Zürich Wetter 1150z

wind 290 degrees 10 knots runway 14 and 16 280 degrees 9 knots  
visibility 18 kilometres rain 1 octa 1900 feet 5 octas 8000  
feet 8 octas 23000 feet temperature 7 dew point 4 QNH 1013 no  
sig transition level 50

#### Zürich Wetter 1220z

wind 250 degrees 7 knots runway 14 and 16 270 degrees 6 knots  
visibility 20 kilometres rain 2 octas 1900 feet 3 octas 7000  
feet 7 octas 8000 feet temperature 7 dew point 4 QNH 1013 no  
sig transition level 50

#### 1.7.2 Gemäss Aussagen des Pistenkontrolleurs

Ungefähr 20-30 Minuten vor dem Vorfall hörte ein kurzer, nicht  
allzu starker Regen auf. Die Piste trocknete langsam ab und  
war zur Startzeit der HB-IHF noch feucht. Bei der Pistenkon-  
trolle konnten keine Wasserlachen festgestellt werden. Die mit  
Farbe beschichteten Pistenteile waren infolge der Feuchtigkeit  
jedoch noch sehr glitschig. Während der Pistenkontrolle zu  
Fuss, ca. 30 Minuten nach dem Vorfall, setzte wieder leichter  
Regenfall ein.

#### 1.8 Navigations-Bodenanlagen

Nicht betroffen.

#### 1.9 Funkverkehr

Der Funkverkehr wickelte sich auf den Frequenzen 121,9 MHz  
Ground und 118,1 MHz Tower ab (Beilage 3).

#### 1.10 Flughafenanlagen

##### 1.10.1 Flughafen Zürich (AIP Switzerland)

Der Betrieb des Flughafens erfolgt durch den Kanton Zürich.

Der Flugsicherungsdienst wird durch die Radio-Schweiz AG durchgeführt.

#### 1.10.2 Pistenanlagen (Beilagen 1 und 4)

##### - Piste 10/28

Der Startabbruch erfolgte auf der Piste 28, die folgende Charakteristik aufweist:

- Länge: 2'500 m
- Breite: 60 m
- Längsprofil: gemäss Beilage 9
- Querprofil: theoretisch 1,5 % abfallend auf jeder Seite der Mittellinie
- Oberfläche: Beton, ungerillt (im Gegensatz zu den beiden anderen Pisten des Flughafens Zürich)
- Vorgeschichte: Die ersten 2'100 m (in Richtung 28) wurden 1946-47 hergestellt; die Verlängerung von 400 m wurde 1960 gebaut. Das letzte Drittel der Piste 28 weist fast keine Gummirückstände aus Reifenabrieb auf.

##### - Piste 16/34

- Länge: 3700 m
- Breite 60 m
- Betonpiste, gerillt

##### - Piste 14/32

- Länge 3300 m
- Breite 60 m
- Beton- und Bitumenpiste, gerillt

#### 1.11 Flugschreiber

Das Flugzeug HB-IHF war mit nachstehenden Aufzeichnungsgeräten ausgerüstet:

- Flight Data Recorder (FDR) Sundstrand Digital ED-743830-3
- Cockpit Voice Recorder (CYR) Sundstrand AV-557A (Beilage 5)

- Aircraft Integrated Data System (AIDS) Recorder Hamilton Standard ED-741909-1 (Beilage 6)

Das CVR-Protokoll wurde durch den Untersuchungsleiter erstellt. Die AIDS-Auswertung erfolgte unter Mithilfe von Swissair-Fachstellen.

### 1.12 Befunde am Flugzeug

1.12.1 Das Flugzeug überrollte das Pistenende 28 mit einer Geschwindigkeit von 48 kt (89 km/h).

1.12.2 Nach dem Überrollen des Pistenendes wurde durch Fremdkörpereinwirkung das Triebwerk 1 schwer und das Triebwerk 3 leicht beschädigt.

Weder am Fahrwerk noch an der Struktur entstand Schaden.

### 1.13 Medizinische Feststellungen

Dem Untersuchungsleiter sind keine gesundheitlichen Störungen der Besatzung zur Zeit des Vorfalles bekannt geworden.

### 1.14 Feuer

Es brach kein Feuer aus.

### 1.15 Überlebenschancen

Da kein Feuer ausbrach und die Flugzeugzelle intakt blieb, war eine Evakuierung über die Notrutschen des Flugzeuges nicht notwendig. Die Passagiere verliessen das Flugzeug über die Passagierleitern der Feuerwehr.

### 1.16 Besondere Untersuchungen

#### 1.16.1 Triebwerkpanne

Während des Startes spürte der PIC einen Schlag, den er auf der linken Seite des Flugzeuges lokalisierte. Unmittelbar darauf leuchtete das Engine Failure Warning Light (Warnlicht für Triebwerkpanne) auf. In diesem Augenblick betrug die Rollgeschwindigkeit etwa 134 kt (248 km/h).

Die Untersuchung des Triebwerkes ergab, dass der Compressor Inlet Temperature Sensor (CIT-Sensor = Kompressoreinlass-

Temperaturfühler) defekt war. Er übermittelte der Steuerung der Leitschaufeln im Hochdruckkompressor einen zu tiefen Wert; damit erhielten diese Schaufeln einen zu grossen Anstellwinkel. Die Folge war ein Kompressor-Stall beim Erreichen einer Rollgeschwindigkeit von 134 kt und ein Drehzahl-Abfall des Triebwerkes von anfänglich etwa 16 %, u.a. angezeigt durch das Engine Failure Warning Light. Der PIC brach darauf sofort den Start ab.

Die mechanischen Beschädigungen an den Triebwerken 1 und 3 sind auf das Ansaugen von Fremdkörpern nach dem Überrollen des Pistenendes zurückzuführen, als das Fahrwerk auf weichen Boden geriet und Erde in die Triebwerkeinläufe schleuderte.

Die Möglichkeit einer Störung am CIT-Sensor war bereits vor dem Vorfall am 8. Mai 1977 bekannt. Die Fluggesellschaften wurden durch den Triebwerk-Hersteller auf die Störanfälligkeit des CIT-Sensors aufmerksam gemacht. Das entsprechende Dokument (General Electric Operations Engineering Bulletin Nr. 48 vom 30. Januar 1976) beschreibt die eventuellen Störungen und gibt Empfehlungen für entsprechende Überprüfungen am Boden. Die Besatzungen wurden erst am 3. August 1977 entsprechend informiert.

#### 1.16.2 Bremssystem und Fahrwerk - Radbremsen:

##### - Radbremsen:

An keiner Bremse sind abnormale Feststellungen gemacht worden. Rotoren und Statoren wiesen normale Abnützungerscheinungen auf. Es zeigten sich keine Verfärbungen, die auf hohe Betriebstemperaturen hinweisen würden.

##### - Pneus:

Ihr Zustand war gut; u.a. konnten keine Anzeichen für das Auftreten von Aquaplaning festgestellt werden.

##### - Antiskid:

Sämtliche Prüfungen an System und Komponenten, gemäss technischen Vorschriften, verliefen ohne Hinweise auf irgendwelche Störung.

#### 1.16.3 Pistenzustand zur Zeit des Vorfalles

Nach Angaben von Auskunftspersonen, die den Pistenzustand unmittelbar nach dem Vorfall beobachtet haben, war die Piste feucht; es konnten keine Wasserlachen noch irgendwelche Verunreinigungen, wie beispielsweise Blütenstaub, festgestellt werden.

Daraus und aus dem Umstand, dass es 20 bis 30 Minuten vor dem Start der HB-IHP aufgehört hatte zu regnen, ergibt sich, dass die Piste zur Zeit des Vorfalles im Trocknen begriffen, jedoch noch generell feucht war.

Am 2. und 3. Juni 1977 wurden vom Institut für Strassen-, Eisenbahn- und Felsbau an der Eidgenössischen Technischen Hochschule Zürich (ETH) Griffigkeitsmessungen auf der Piste 28 durchgeführt. Zu diesem Zweck wurde zuerst die Piste im trockenen Zustand als Referenz gemessen. Anschliessend wurde die Piste durch Abspritzen mit einem Löschfahrzeug der Feuerwehr genässt, um möglichst ähnliche Bedingungen zu schaffen, wie sie beim Vorfall herrschten.

#### 1.16.4 Bremswirkung auf nasser Piste

Die amerikanische NASA (National Aeronautics and Space Administration) hat sich schon seit längerer Zeit, sowohl experimentell wie analytisch, mit den komplexen Beziehungen zwischen Pistenzustand, Flugzeug-Bremssystemen und Bremswirksamkeit befasst. Aufgrund der verfügbaren technischen Literatur hat die Kommission angeordnet, dass die Fachleute der NASA beauftragt wurden, den Vorfall der HB-IHF zu analysieren. Zu diesem Zweck kamen vier Mitarbeiter des Langley Research Center der NASA nach Zürich, um auf der Piste 28 eingehende Messungen vorzunehmen. Damit konnten u.a. die Ergebnisse der ETH-Messungen bestätigt und in die rechnerische Analyse der NASA einbezogen werden.

Von der Firma Saab (Schweden) wurden ein Messfahrzeug Saab 99 Combi und ein Friction Tester zur Verfügung gestellt; damit ergab sich die Möglichkeit, weitere Vergleichsmessungen in die Analyse einzubeziehen.

Die Messungen erfolgten vom 2. bis 5. Oktober 1978 sowohl im trockenen wie im nassen Zustand der Piste 28, wobei wiederum versucht wurde, für den Vorfall möglichst repräsentative Bedingungen zu schaffen.

Die wichtigsten relevanten Ergebnisse dieser Untersuchung lassen sich wie folgt zusammenfassen:

- Allgemein betrachtet ist die Textur der Piste 28 für eine ungerillte Piste gut.
- Die ursprüngliche Querneigung der Piste (1,5 % auf jeder Seite der Mittellinie) ist nicht mehr vorhanden. Im älteren Pistenteil beträgt sie im Durchschnitt noch 0,7 %, im neueren 1,23 %.
- Die Oberflächen-Griffigkeit der Piste 28 im nassen Zustand wird als gut betrachtet, im Vergleich mit anderen von den NASA-Fachleuten gemessenen ausländischen Pisten.
- Aus den Messergebnissen lassen sich für die Bedingungen beim Vorfall der HB-IHF wesentlich höhere Bremskoeffizienten errechnen, als die effektiv erreichten. Dies gilt auch bei den ungünstigsten Berechnungsannahmen, u.a. wenn der Beitrag des Bremsschubes nicht berücksichtigt wird.
- Sämtliche Messmethoden, inklusiv jene der ETH zeigen eine gute Übereinstimmung der Ergebnisse (Beilage 7).
- Aus diesen Ergebnissen lassen sich Bremsstrecken errechnen, die um 265 Meter oder mehr unter jener der HB-IHF liegen.

#### 1.16.5 Absuchen der Piste 28 bezüglich Fanschaufelteilen

Das Fundmaterial stammte eindeutig nicht von der HB-IHF.

#### 1.16.6 AIDS Recorder Daten Engine Failure

- Geschwindigkeit CAS 139 kt, Ground Speed 134 kt
- Maximal erreichte Geschwindigkeit 143 kt (Ground Speed)
- Aufleuchten des Engine Failure Lichts
  - Nach ca. 1 s Throttles in Idle Reverse und Spoiler
  - Nach ca. 4 s Reverse Thrust Available
  - Nach 4 s Betätigen der Radbremsen
- Throttles Angle (Beilage 8)
- N1 % (Beilage 8)
- Geschwindigkeitszeitdiagramm (Beilage 8)
- Beschleunigungswegdiagramm (Beilage 9)
- Geschwindigkeitswegdiagramm (Beilage 9)
- Geschwindigkeit effektives  $\mu$  Diagramm (Beilage 10)

#### 1.16.7 Demonstration im Flight Simulator DC-10

Die Kommission hat im Simulator der Swissair verschiedene Startabbrüche durchgeführt. Dabei hat sich bestätigt, dass der Einstellung des Sitzes für eine volle Betätigung der Bremspedale entscheidende Bedeutung zukommt. Im AOM der Swissair sind keine Instruktionen bezüglich Sitzstellung des Piloten enthalten.

#### 1.17 Verschiedenes

##### 1.17.1 Take-off Speeds (IAS) beim Vorfall gemäss AOM

- V1 144 kt (267 km/h)
- VR 152 kt (282 km/h)
- V2 165 kt (306 km/h)

##### 1.17.2 Aufzeichnung der Rollgeschwindigkeit

Zwischen den Werten für die korrigierte angezeigte Geschwindigkeit (CAS) und die Rollgeschwindigkeit (Ground Speed) bestehen bei den AIDS-Aufzeichnungen Differenzen bis etwa 10 kt (Beilage 6). Die Diskrepanz erklärt sich im Wesentlichen durch eine Verschiebung der Zeitreferenz bei den Aufzeichnungsspuren um etwa 1 Sekunde. Eine entsprechende Korrektur ergibt aber eine gute Übereinstimmung in der Hochgeschwindigkeitsphase der Bremsstrecke.

##### 1.17.3 Startabbruchverfahren

- Laut AFM (Hersteller)

##### Engine Failure During Takeoff

An engine failure light is provided to indicate an engine failure during takeoff. With the engine failure lights operative the performance in this manual is based on the pilot initiating rejected takeoff procedures within 1 second after illumination of the engine failure light. The takeoff is rejected if failure is recognized prior to and is continued if failure is recognized after V1. The rejected takeoff techniques are: engine thrust to idle, spoilers extended (auto spoilers may be used), and apply maximum anti-skid braking (full pedal deflection). If desired, reverse thrust may be used. The stopping performance used in determining the field lengths is based on a dry hard surface runway with no reverse

thrust.

- Laut AOM (Swissair)

#### Aborted takeoff

The Captain:

- Moves the throttles to idle )
- Depresses ATS button )
- Selects idle reverse ) simultaneously
- Applies brakes )
- Orders "Reverse" )

Es fehlt der ausdrückliche Hinweis auf "full pedal deflection" (vollständiges Durchdrücken der Bremspedale).

#### 1.17.4 Bestimmung der erforderlichen Pistenlänge bei nasser Piste

Nach AOM lässt sich unter Berücksichtigung aller massgebenden Parameter die Mindestpistenlänge beim Start berechnen. Diese Rechnung basiert grundsätzlich auf Griffigkeitswerten von trockenen Pisten. Bei der Zulassung eines Flugzeugmusters wie der DC-10 muss der Nachweis dieser Werte durch Versuche mit dem Flugzeug erbracht werden. Die amerikanischen Zulassungsbehörden, Federal Aviation Administration (FAA), verlangen diesen Nachweis auf nasser Piste nicht.

Der Einfluss der reduzierten Griffigkeit auf nasser Piste kann auf drei Arten einzeln oder kombiniert berücksichtigt werden:

- Reduktion der Entscheidungsgeschwindigkeit  $V_1$
- Reduktion des maximal zulässigen Startgewichtes
- Reduktion des maximal zulässigen Startgewichtes durch fiktive Verkürzung der verfügbaren Pistenlänge.

Eine im Oktober 1976 von der IATA vorgenommene Umfrage hat gezeigt, dass die überwiegende Zahl der Fluggesellschaften keine Korrektur für nasse Pisten anordnen.

Zur Bestimmung einer eventuellen Korrektur standen der Swissair und dem L+A als Aufsichtsbehörde keine Unterlagen zur Verfügung.

Die Swissair hat jedoch aufgrund eigener Überlegungen u.a.



Korrekturen für nasse Pisten (ohne Aquaplaning aber mit einem kontinuierlichen Wasserfilm) im AOM angeordnet:

- Für Start: Pistenlänge -100 m (Beilage 11)
- Für Landung: -300 m (all reversers available)

#### 1.17.5 Korrektur für nasse Piste gemäss britischer Luftfahrtbehörde

Schon vor dem Vorfall HB-IHF hat sich die britische Aufsichtsbehörde Civil Aviation Authority (CAA) mit dem Problem des Startabbruches der DC-10-30 auf nasser Piste beschäftigt und für die Zulassung des Musters in Grossbritannien eine Verminderung der Entscheidungsgeschwindigkeit  $V_1$  um 6 kt verlangt. Dabei liess sie die Berücksichtigung des Bremschubs (im Gegensatz zu den FAA-Bauvorschriften) für den Startabbruch zu, sowie eine Herabsetzung der Flughöhe über Pistenende von 35 auf 15 ft bei fortgesetztem Start.

Das L+A und die Swissair erhielten erst im Verlauf der Untersuchung über den Vorfall HB-IHF von diesen Einschränkungen Kenntnis.

#### 1.17.6 Vergleich von Startabbruch auf trockener und nasser Piste gemäss Hersteller

Für die beim Vorfall herrschenden Bedingungen wurde die Strecke bis zum Stillstand aufgrund von theoretischen Griffigkeitswerten  $\mu_{dry}$  und  $\mu_{wet}$  gerechnet. Die Zahl für  $\mu_{wet}$  wurde vom Hersteller angenommen. Eine Bestätigung durch effektive Startabbrüche auf nasser Piste erfolgte nicht.

Diese Berechnung ergibt für den Fall HB-IHF eine totale Strecke bis zum Stillstand von:

2080 m auf trockener Piste

2680 m auf nasser Piste (Beilage 12)

Es ist zu bemerken, dass die Werte für  $\mu_{wet}$  in dieser Analyse wesentlich unter den von der ETH und von der NASA gemessenen Zahlen liegen.

Im Weiteren gelangt der Hersteller in seinem Bericht zum vorliegenden Fall zu folgender Beurteilung (übersetzt):

"Zusammenfassend gelangen wir zum Schluss, dass beim Vorfall

entweder die Pistenverhältnisse schlechter waren (d.h. schlechterer Bremskoeffizient) oder die Bremskapazität des Flugzeuges nicht voll ausgenutzt wurde."

## 2. BEURTEILUNG UND SCHLUSSFOLGERUNGEN

### 2.1 Beurteilung (Beilage 13)

#### 2.1.1 Triebwerkpanne

Auslösend für den Vorfall war ein wesentlicher Drehzahlabfall des Triebwerkes 1. Die Ursache dieser Störung liegt eindeutig beim Versagen des CIT-Sensors, was zu einem Kompressor-Stall führte.

Die übrigen an den Triebwerken 1 und 3 festgestellten Beschädigungen sind eindeutig Folgeschäden, die nach dem Überrollen des Pistenendes entstanden sind, indem Fremdkörper in die Triebwerkeinläufe gelangt sind.

Es muss offen bleiben, ob bei Kenntnis der Hersteller-Information über die Störanfälligkeit des CIT-Sensors und deren Symptome die Besatzung den Defekt frühzeitig erkannt und damit den Vorfall vermieden hätte.

#### 2.1.2 Bremssystem

Die Untersuchung lieferte keine Hinweise für irgendwelche Störung im Bremssystem.

Aufgrund der gemessenen Griffigkeit der Piste unter ähnlichen Bedingungen wie beim Vorfall hätte die HB-IHF eindeutig vor dem Pistenende zum Stillstand kommen sollen.

Bei der Beurteilung der Diskrepanz zwischen der theoretischen und der effektiven Distanz bis zum Stillstand spielen zahlreiche Faktoren eine Rolle. Die Kombination dieser Faktoren bestimmt die Wirksamkeit des Bremssystems. Daraus ergibt sich der Verlauf der Verzögerung, wie er vom AIDS-Recorder aufgezeichnet wurde.

##### 2.1.2.1 Radbremsen

Die Überprüfung der Radbremsen ergab kein Anzeichen für eine Beeinträchtigung ihrer Wirkung. Insbesondere konnten keine Spuren einer Überhitzung der Bremsen festgestellt werden.

#### 2.1.2.2 Pneus

Der gute Zustand der Pneus lässt den Schluss zu, dass sie beim Vorfall das normale Ausnutzen der vorhandenen Pistengriffigkeit ermöglicht haben. Im Weiteren wurde kein Anzeichen für das Auftreten von Aquaplaning gefunden.

#### 2.1.2.3 Antiskid-System

Eingehende Untersuchungen von ähnlichen Brems- und Antiskid-Systemen, wie sie bei der DC-10-30 verwendet werden, und die Erfahrung der Praxis zeigen deutlich die Grenzen der Wirksamkeit dieser Systeme (s. u.a. NASA TN D-8332).

Primär werden Antiskid-Systeme ausgelegt, um bei Vollbremsung auf trockener Piste mit hoher Griffigkeit das Blockieren der Räder zu vermeiden.

Das Antiskid-System soll überdies auf Pisten mit reduzierten  $\mu$ -Werten eine maximale Ausnutzung der Bremskapazität gewährleisten. Dieses Ziel ist jedoch, wie die Praxis zeigt, nur teilweise befriedigend erreicht worden.

Im Wesentlichen reduzieren zwei Faktoren die Wirksamkeit eines mit Antiskid ausgerüsteten Bremssystems:

- Wenn beim Bremsen ein Rad eine Blockiertendenz aufweist, befiehlt die elektronisch-hydraulische Antiskid-Steuerung eine Verminderung des vom Piloten applizierten Bremsdrucks. Das Rad erreicht jedoch erst nach einer bestimmten Zeit wieder seine ursprüngliche - der Rollgeschwindigkeit des Flugzeuges entsprechende - Drehzahl. Dies hat zur Folge, dass der Anstieg bis zum Soll-Bremsdruck mit einer gewissen Verzögerung vom Antiskid gesteuert wird. Dadurch entsteht ein Verlust der Bremswirkung, der sich insbesondere bei hoher Geschwindigkeit durch eine Verlängerung der Ausrollstrecke auswirkt.
- In der Praxis wiederholt sich dieser zyklische Vorgang jedes Mal, wenn auf der Piste die Griffigkeit wesentlich nachlässt, zum Beispiel beim Übergang von einer trockenen auf eine nasse Stelle.

Im vorliegenden Fall muss die Frage offen bleiben, welche Rolle diese Faktoren gespielt haben.

#### 2.1.2.4 Betätigung der Bremse durch die Besatzung

Die geschilderte Funktion des Antiskid-Systems setzt voraus, dass die Besatzung den maximalen Bremsdruck einstellt und konstant hält. Jede Reduktion des Drucks hat einen Verlust der Bremswirkung zur Folge. Daher verlangt der Hersteller in seinem AFM für die DC-10-30 "... apply maximum antiskid braking (full pedal deflection)".

Nach Ansicht von NASA-Fachleuten 2) ist nur bei Werkpiloten mit grosser Erfahrung in Testflügen zu Homologierungszwecken zu erwarten, dass diese maximale Bremskraft bei einem Startabbruch sofort und dauernd erreicht wird. Es wird als unwahrscheinlich betrachtet, dass in einem effektiven Startabbruch ein Linienpilot unverzüglich diesen Wert erreicht. Diese Ansicht wird durch eine Reihe von simulierten Startabbrüchen durch 13 Werk- und Linienpiloten erhärtet. Obwohl alle Piloten instruiert wurden, sofort maximal zu bremsen, brauchte es bei Linienpiloten bis zu 8 Versuche, um diese Leistung zu erbringen, während die Werkpiloten beim ersten oder beim zweiten Versuch die Anforderung erfüllten. Diese Diskrepanz erklärt sich aus den völlig verschiedenen Anforderungen an die beiden Pilotengattungen.

Der Startabbruch nahe der Entscheidungsgeschwindigkeit  $V_1$  im Luftverkehr ist ein seltenes Vorkommnis. Die massive Betätigung der Bremsen, welche dabei verlangt wird, weicht stark von der Normaloperation des Bremsens beim Landen und Rollen ab. Geht es normalerweise um den Passagierkomfort und das Schonen von Bremsen und Pneus, wird bei einem Startabbruch sofort die volle Bremsleistung des Flugzeuges verlangt. Die volle Bremsleistung ist gemäss Hersteller nur erreicht, wenn der volle Bremsdruck (von 3000 psi) auf das Bremssystem wirken kann. Dies geschieht im vorliegenden Bremssystem nur, wenn die Bremspedale - trotz fühlbarem Ansprechen des Antiskid-Systems - voll durchgedrückt und in dieser Stellung gehalten werden. Die aufzuwendende Kraft auf Bremspedale wird dabei immer grösser und beträgt schliesslich 32 kg pro Fuss. Dabei ist zu

---

2) PRELIMINARY GROUND PERFORMANCE ANALYSIS OF CONTINENTAL DC-10-10 ABORTED TAKEOFF ACCIDENT ON RUNWAY 6R LOS ANGELES INTERNATIONAL AIRPORT, MARCH 1, 1978

berücksichtigen, dass die Bewegung der Bremspedale nach vorne unten diese Kraftaufwendung erschwert und dass in der Normaloperation meist nur 20-40 % dieser Kraft gebraucht wird. Sogar die für das Setzen der Parkbremsen momentan erforderliche grosse Kraft liegt noch rund 30 % unter derjenigen für eine Vollbremsung beim Startabbruch. Wichtig ist auch, dass diese grosse Fusskraft während des ganzen Startabbruchs, d.h. 20-40 Sekunden lang, aufgewendet werden muss und wegen der abgewinkelten Bremspedalstellung - im Gegensatz etwa zum Auto - der Pilot nicht noch vom Verzögerungseffekt profitieren kann, der ein "Stehen in die Bremsen" erleichtert. Diese Aufgaben werden zusätzlich erschwert, wenn zur Kompensation von Triebwerksasymmetrien die Seitensteuerpedale teilweise ausgeschlagen werden müssen.

Die Beurteilungselemente bezüglich verbleibender Pistenlänge sind beim Startabbruch anders als bei der Routineoperation einer Landung, da Gewicht, Flugzeug-Konfiguration und Geschwindigkeit ungünstiger respektive höher sind. Der Pilot könnte daher - von der Routineoperation her - verleitet werden, zunächst nicht voll zu bremsen. Gemäss AIDS-Auswertung hat der Pilot den Startabbruch nach Eintritt der Triebwerkstörung sehr rasch eingeleitet und sich dabei zunächst auf das Bremsen mit der von ihm selbst betätigten Schubumkehr konzentriert, so wie dies in der Routineoperation der Landung die Regel ist.

Die Betätigung der Bremsen erfolgte etwas spät, jedoch noch innerhalb der vom amerikanischen FAA vorausgesetzten maximalen Reaktionszeit von 4,2 Sekunden sowie innerhalb von 2 Sekunden nach dem automatischen Ausfahren der Spoilers.

Ob der Pilot dabei sofort voll gebremst hat, konnte nicht ermittelt werden, da das AIDS die entsprechenden Werte nicht erfasst. Die auf Seite 17 erwähnten NASA-Erkenntnisse lassen es als möglich erscheinen, dass bis zum Beginn der Vollbremsung einige Zeit verstrich.

Bei der Beurteilung der Bremsverzögerung des Flugzeuges darf angenommen werden, dass der Pilot spätestens gegen das Pistenende hin die Notsituation erkannte und voll auf die Bremsen trat. Dabei erreichte die HB-IHF aber nie die aus den Pisten-griffigkeitsmessungen errechneten Verzögerungswerte.

Die zu geringe Verzögerung während der letzten 15-20 Sekunden des Ausrollens zeigt somit, dass beim Vorfall auch nicht-operationelle Ursachen mitgewirkt haben müssen.

#### 2.1.2.5 Schieben

Aus NASA-Versuchen ist bekannt, dass bei einem Schieben des Flugzeuges während des Bremsens die Wirksamkeit der Bremsen spürbar beeinträchtigt wird, und zwar ab 6° Schiebewinkel.

Die Besatzung konnte die KB-IHF bis zum Überrollen des Pistenendes in der Pistenmitte halten. Somit hat dieser Faktor hier keine Rolle gespielt.

#### 2.1.2.6 Bremsschub

Die Auswertung der verfügbaren Aufzeichnungen ergibt, dass die Triebwerke 2 und 3 in der Phase der Verzögerung des Flugzeuges normal arbeiteten und das Triebwerk 1 keinen Vorwärtsschub mehr lieferte. Obwohl durch Schubumkehr eine gewisse Kürzung des Bremsweges entsteht, wird dieser Anteil gemäss Zulassungsbedingungen in der Berechnung der Mindestpistenlänge nicht berücksichtigt. Damit hat dieser Faktor keinen negativen Einfluss auf den Vorfallhergang ausgeübt.

#### 2.1.3 Pistenzustand

Die Pistengriffigkeit bestimmt im wesentlichen Mass die Bremsstrecke. Es bestehen keine Daten über die effektiven Werte beim Vorfall. Sowohl die ETH- wie die NASA-Messungen erfolgten auf der künstlich benetzten Piste 28. Die Frage muss offen bleiben, wie genau auf diese Art die Bedingungen beim Vorfall rekonstruiert werden konnten.

Auch unter ungünstigsten Bedingungen ergibt die Auswertung dieser Messungen für den Vorfall HB-IHF, dass das Flugzeug vor dem Pistenende zum Stillstand hätte kommen sollen.

In Bezug auf den Pistenzustand mögen zwei Hypothesen diese Diskrepanz erklären:

- Zur Zeit des Vorfalls war die Piste nasser, als bei den Versuchen simuliert, d.h. dass mehr als 0,5 mm Wasser vorhanden war. Diese Frage muss offenbleiben.
- Eine unbekannt Substanz (nicht nur Wasser) war beim Vorfall vorhanden und hat die Reibungsverhältnisse

Pneu/Piste beeinträchtigt. Für diese Annahme liegen keine Anhaltspunkte vor.

Das Flugzeug rollte genau auf der Pistenmitte. Damit gelangte das Mittelfahrwerk auf die Pistenmarkierung, die die Griffigkeit wesentlich reduziert. Dieser Umstand wurde jedoch in der Analyse durch die NASA-Fachleute berücksichtigt, so dass er für die Diskrepanz nicht relevant ist.

#### 2.1.4 Korrektur für den Start auf nasser Piste

Die fiktive Verkürzung der verfügbaren Pistenlänge um 100 m gemäss Swissair-Vorschrift basiert nicht auf einer quantitativen Analyse; sie ist pauschal aus dem Bestreben nach erhöhter Sicherheit entstanden, obwohl keine Unterlagen für eine zahlenmässige Untersuchung zur Verfügung stehen. Dies erklärt auch, warum die Luftfahrtbehörden und die meisten Fluggesellschaften überhaupt keine Korrektur vorschreiben.

Der Vergleich zwischen der Auswertung der NASA-Messungen und dem effektiven Verlauf des Startabbruchs zeigt, dass die rechnerische Behandlung des Problems allein nicht zum Ziel führen kann, weil sie nicht sämtliche Faktoren miteinbezieht.

Es kann der Fluggesellschaft nicht zur Last gelegt werden, dass die von ihr vorgeschriebene Korrektur ungenügend sei.

Die eingeführte Korrektur erfolgte aus eigenem Antrieb und für eine genaue Berechnung standen ihr keine entsprechenden Unterlagen zur Verfügung.

Es ist nach Ansicht der Kommission Pflicht der Zulassungsbehörde des Herstellerstaates (in diesem Fall FAA), das Erstellen der notwendigen Unterlagen zu verlangen. Der Nachweis der effektiv erforderlichen Pistenlänge beim Startabbruch sollte dabei durch Versuche auf nasser Piste erfolgen und die Verhältnisse des Linienflugbetriebes berücksichtigen.

#### 2.1.5 Auflinieren des Flugzeuges

Beim Einrollen des Flugzeuges zum Start gehen je nach Anordnung der Rollweeinmündung und je nach Flugzeugtyp 30-50 m der Pistenlänge verloren, welche in den Startgewichtsberechnungen weder vom Flugzeughersteller noch von der überwiegenden

Mehrzahl der Fluggesellschaften (inklusive Swissair) berücksichtigt werden. Dabei entsprechen diese 30-50 m im vorliegenden Fall einer Startgewichtsreduktion von ca. 2,5 Tonnen.

#### 2.1.6 Hindernis Glatt-Fluss

Die Piste 28 ist die Hauptstartpiste von Zürich, d.h. aus Wetter-, Flugsicherungs- und Lärmgründen wird wenn immer möglich die Startpiste 28 verwendet. Dies hat zur Folge, dass der Start oft nahe an den Grenzbedingungen der relativ kurzen Piste erfolgt.

Startabbrüche an der Entscheidungsgeschwindigkeit wie im vorliegenden Fall sind selten, aber immer kritisch. Sofern auch nur ein oder zwei ungünstige Faktoren auftreten, z.B. eine nasse oder verschneite Piste, vor allem aber auch bei einer Reduktion der Bremswirkung des Flugzeuges durch Defekte an Pneu und/oder Fahrwerk, ist das Risiko gross, dass das Flugzeug nicht auf der Piste zum Stillstand kommt. Deshalb ist die Geländebeschaffenheit nach dem Pistenende von grosser Bedeutung. An allen andern Pistenenden in Zürich sind die Verhältnisse günstig. Nur für die wichtige Startpiste 28 besteht rund 200 m nach dem Pistenende ein gefährliches Hindernis, die Glatt, welche z.B. bei hartgefrorenem Boden leicht erreicht wird. Falls ein Flugzeug in die Glatt geraten würde, müsste mit einer Katastrophe gerechnet werden. Dabei ändert nichts daran, dass der bestehende Zustand gemäss ICAO-Anhang 14 toleriert ist.

#### 2.1.7 Notevakuuation

Auch bei diesem Vorfall entstand nach dem Stillstand des Flugzeuges zunächst eine gewisse Unsicherheit über den Zustand der HB-IHF. So wurde von der Besatzung u.a. ein Feuer am linken Fahrwerk vermutet.

Wegen der Verletzungsgefahr der Passagiere bei einer Notevakuuation hat der Pilot richtigerweise von einer solchen abgesehen.

Eine gute Übersicht hat lediglich die rasch zur Stelle gefahrene Feuerwehr, welche der Besatzung die Situation schildern und mit ihr die ersten Massnahmen koordinieren kann. Dies ist jedoch nur möglich, wenn die Besatzung mit der Feuerwehr,



d.h. ohne Dazwischenschalten des Turmbeamten, sprechen kann.  
Je grösser und unübersichtlicher die Flugzeuge für die Piloten werden, desto grösser wird dieses Bedürfnis.

## 2.2 Schlussfolgerungen

### 2.2.1 Befunde

- Die Besatzung besass gültige Führerausweise und war berechtigt, den vorgesehenen Flug durchzuführen.
- Es liegen keine Anhaltspunkte für gesundheitliche Störungen der Besatzung im Zeitpunkt des Vorfalles vor.
- Das Flugzeug war zum Verkehr zugelassen.
- Der CIT-Sensor vom Triebwerk Nr. 1 war defekt.
- Gewicht und Schwerpunkt lagen innerhalb der vorgeschriebenen Grenzen.
- Zur Zeit des Vorfalles war der Himmel bedeckt, ohne Niederschlag.

Wind            220-250°/6-8 kt

Sicht           15-20 km

Temperatur    7 °C

QNH            1013 mb

- Die Piste 28 war im Vorfallzeitpunkt feucht-nass und im Abtrocknen begriffen.
- Das Flugzeug überrollte das Pistenende mit einer Geschwindigkeit von 48 kt.
- Das Flugzeug kam ca. 80 m (Bug) nach dem Pistenende zum Stillstand.
- Die Besatzung hat das Startabbruchverfahren rechtzeitig eingeleitet.

### 2.2.2 Wahrscheinliche Vorfalursachen

Das Überrollen des Pistenendes im Anschluss an einen Startabbruch bei der Entscheidungsgeschwindigkeit  $V_1$  ist zurückzuführen auf:

Ungenügende Verzögerung des Flugzeuges auf der nass-feuchten Piste aus Gründen, deren Wechselwirkung nicht abgeklärt werden

konnte, unter anderem

- Pistengriffigkeit im Zeitpunkt des Vorfalles;
- Gesamtbremswirkungsgrad bei nasser Piste;
- Ausnützung der Bremskapazität durch den Piloten;
- Fehlen von Unterlagen des Flugzeugherstellers zur Berücksichtigung des Einflusses einer nassen Piste beim Startabbruch.

### 3. EMPFEHLUNGEN

#### 1. Zusätzliche Nachweise bei der Musterzulassung

Die Zulassungsbehörden der Herstellerstaaten sind zu verpflichten, den Startabbruch u.a. auch auf nasser Piste zu verifizieren und die entsprechenden Korrekturen gegenüber den Daten auf trockener Piste in die technische Dokumentation des Musters einzubeziehen. In der Zwischenzeit hat das L+A angemessene Vorschriften zu erlassen.

Begründung:

In der Praxis ist es oft nötig, auf nassen Pisten zu starten oder zu landen. Während für die Landung entsprechende Vorschriften vorhanden sind, ist dies für den Start nicht der Fall. Es werden keine praktisch bezogenen Nachweise durchgeführt. Die rechnerische Behandlung des Problems kann nicht alle Elemente des Fragenkomplexes erfassen, so dass praktische Versuche unumgänglich sind. Die Unterschiede zwischen Werk- und Linienflug sind in der Erarbeitung der Vorschriften zu berücksichtigen.

#### 2. AIDS-Ergänzungen

Es ist zu prüfen, inwieweit die Wirkung der einzelnen Bremssysteme mit Hilfe des AIDS überwacht werden können.

Begründung:

Bessere Auskunft über die Wirksamkeit des Bremssystems.

#### 3. Hindernis Glatt-Fluss

Das Hindernis des Glatt-Flusses ist zu beseitigen.

Begründung:

Die Piste 28 ist Hauptstartpiste in Zürich und daher oft bis

an die Grenzbedingungen ausgenutzt. Falls unerwartet ungünstige Faktoren auftreten, welche die Bremswirkung des Flugzeuges reduzieren, ist das Risiko des Überrollens des Pistenendes gross. Die Glatt als Hindernis kann für ein Flugzeug katastrophale Folgen haben.

#### 4. Funkverbindung Flugzeug - Feuerwehr

Es ist zu überprüfen, ob das Leitfahrzeug der Feuerwehr mit einer Direktverbindung zum verunfallten Flugzeug (TWR-Frequenz) ausgerüstet werden sollte.

Begründung:

Mit zunehmender Grösse werden die Flugzeuge für die Cockpitbesatzung unübersichtlicher. Die Situation am und um das Flugzeug ist entscheidend für die einem Unfall folgenden Befehle des Kommandanten zur Evakuierung der Passagiere. Die beste Übersicht hat die rasch zur Stelle fahrende Feuerwehr, welche dem Kommandanten die Situation schildern und mit ihm erste Massnahmen koordinieren kann.

#### 5. Verbesserung der Griffbarkeit auf der Piste 28 in Zürich Die Piste 10/28 ist zu rillen.

Begründung:

Einerseits hat sich auf einem beträchtlichen Teil der Piste die Querneigung gegenüber dem ursprünglichen Zustand verringert, was das Abfließen des Wassers und das Austrocknen der Oberfläche nach dem Regen ungünstig beeinflusst.

Andererseits ist es heute bekannt, dass durch das Rillen der Oberfläche die Griffbarkeit einer Piste wesentlich verbessert wird, was sich insbesondere bei nasser Piste günstig auswirkt.

#### 6. Startabbruch-Training

Die Flugsimulatoren sind so auszurüsten, dass ein Startabbruch durch die Piloten gründlich trainiert und ausgewertet werden kann.

Begründung:

Die Erfahrung zeigt, dass bei den selten vorkommenden Startabbrüchen die Piloten Mühe haben, die vom Flugzeughersteller erarbeiteten Verfahren und Werte zu

erreichen. Da das Training des Startabbruchs zum grossen Teil im Simulator erfolgt, wäre eine entsprechende Ausrüstung des Trainingsgerätes sehr nützlich.

Flughafen Zürich, den 3. Februar 1979

## Dokumentation

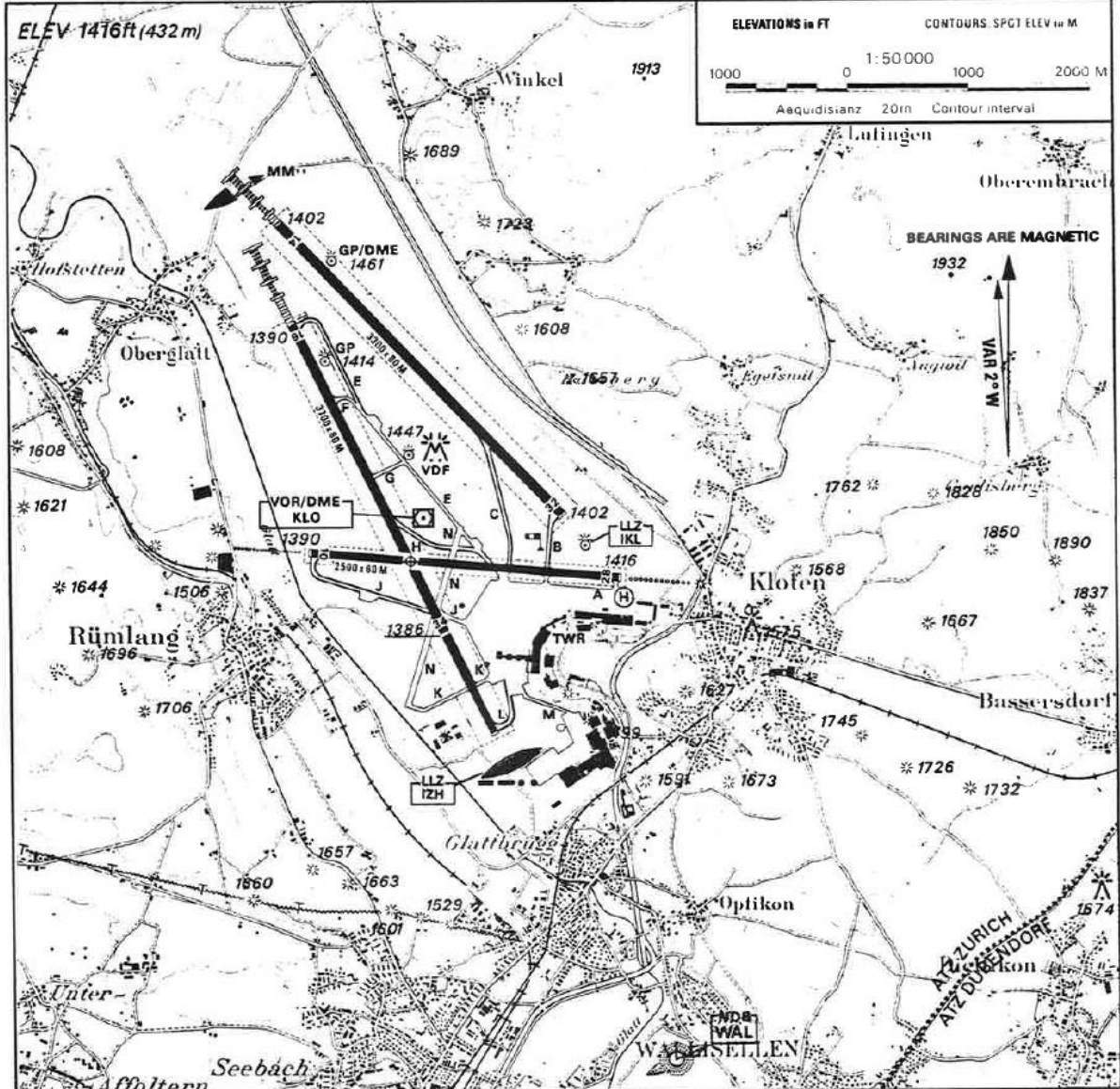
Zur Analyse vom vorliegenden Fall wurden u.a. folgende Dokumente verwendet resp. ausgewertet:

- NASA Technical Note TN D-8332
- Preliminary Ground Performance Analysis of Continental DC-10-10 Aborted Takeoff Accident on Runway 6R  
Los Angeles International Airport, March 1, 1978
- Bericht über die Griffigkeitsmessungen auf der Piste 10-28 des Flughafens Zürich
- NASA Evaluation of Ground Vehicle Friction Tests on Runway 10/28 Zürich Airport, Switzerland, October 2-5, 197

**ZURICH**  
LSZH

47°27'34" N/08°32'57" E

BEILAGE **1**  
LANDING CHART-ICAO



RUNWAY LIGHTING						APPROACH LIGHTING					FACILITIES																		
RWY	THR	TDZ	RCL	EDGE	YZC	END	SYSTEM	LIH	LIL	VASIS	CAT II	APP	TWR	RAMP CTL	VDF	EMERG	MET	FIC	VDF										
14	LIH*	LIH	LIH	LIH/LIL	✓	R	CALVERT	W			300M	118.00	119.7	120.75		121.5	127.20	124.70	122.40	ZURICH APPROACH	ZURICH TOWER	ZURICH RAMP	ZURICH HOMER	ZURICH MET BROADCAST	ZURICH INFORMATION (En)	ZURICH INFORMATION (Ga, En)			
32	LIH/LIL		LIH	LIH/LIL	✓	R							118.10	121.90	121.65														
16	LIH*LIL	LIH	LIH	LIH/LIL	✓	R	CALVERT	W	W*		300M																		
34	LIH/LIL		LIH	LIH/LIL	✓	R	CL**	W		3°																			
10	LIL			LIL	✓	R	CL		W	3,5° 4°																			
28	LIH/LIL			LIH/LIL	✓	R	CL		W	3,5° 4°																			
* LIH CAT II						** in-RWY 920 M					* 420 M																		

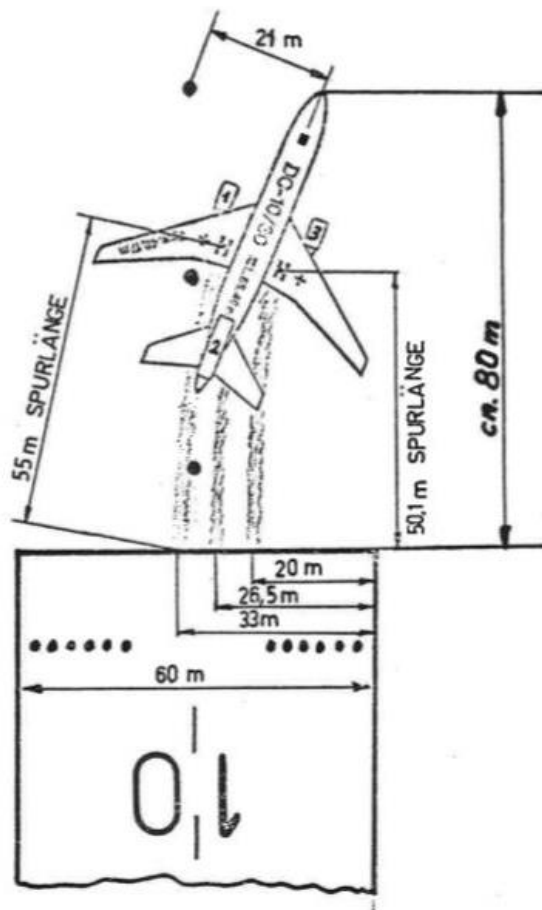
  

<b>TWY CL LIH G:</b>	<b>TWY EDGE LIL B:</b>
B, C, E, J, K, L	A, F, G, H, J, K, N, O, M

All normal facilities available

ENDLAGE

(1:1'000)



## AUSZUG AUS DEM TONBANDPROTOKOLL GROUND-CONTROL - FLUGZEUG

Page No. 1

Date: 8.5.77

To	From	GMT	Communications	Observations
GND	332	12 27 30	Ground gruezi Swissair 332 we are Zulu 14 request start up we have Xray	
332	GND		Swissair 332 gruessech cleared to start runway 28 QNH 1013 time 28	
GND	332	27 40	roger cleared to start for 28 Swissair 332	
332	GND		Swissair 332 cleared to TelAviv Alfa 87 Romeo Monte Bre transition flight level 80 to squawk 2477	
GND	332	27 50	roger Swissair 332 is cleared to TelAviv via Alfa 87 Romeo Monte Bre transition flight level 80 2477 to squawk	
332	GND	28 00	roger Swissair 332 contact Ramp 121.75 adie	
GND	332		uf widerlose	
TWR	332	39 20	Tower gruezi Swissair 332	
332	TWR		Swissair 332 Zurich Tower gruessech cleared to line up runway 28	
TWR	332	39 30	line up 28 Swissair 332	
332	TWR	41 00	Swissair 332 cleared for take off 28 wind 210 degrees at 7 knots	
TWR	332		cleared for take off Swissair 332	
TWR	332	42 10	Swissair 332 has emergency we are leaving the runway ...	unverst.
332	TWR	42 20	roger 332 fire brigade is on the way	
TWR	332	43 30	Ground we are emergency	
332	TWR		say again	
TWR	332		ok we need all emergency equipment now we have <u>on the left gear is on fire</u>	
332	TWR	43 40	roger is on the way all is on the way	





AERIAL VIEW OF ZURICH AIRPORT LAYOUT.

COCKPIT VOICE RECORDER

(Auswertung durch den Untersuchungsleiter)

Takeoff briefingEngine failure

- Wet runway
- V<sub>1</sub> 144
- Idle
- Autothrottle off
- Idle reverse
- Brakes
- 70 % or on my order
- VR 152
- 14° nose-up
- V<sub>2</sub> 165
- 3000 clean-up

Aborted takeoff

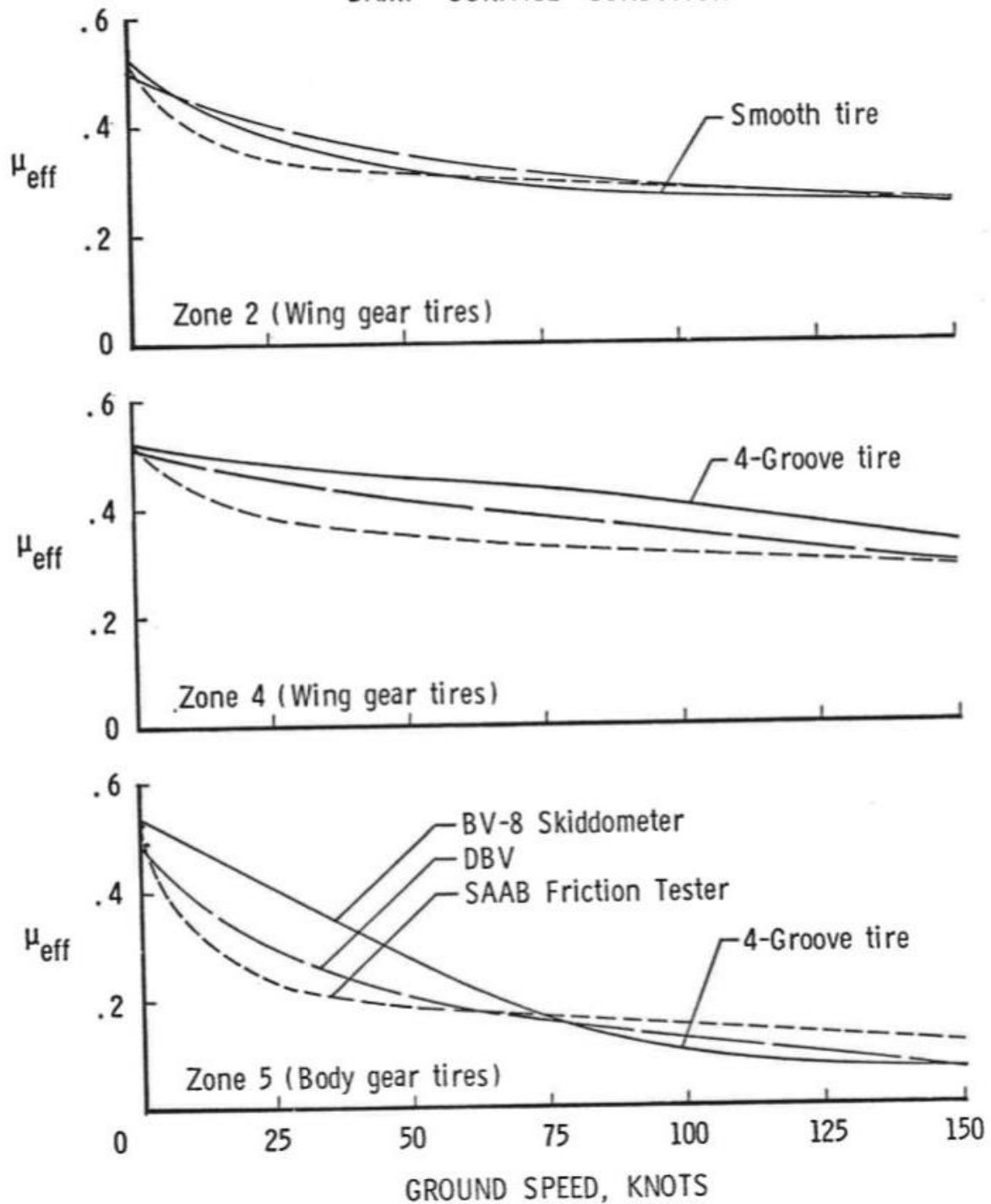
- Clamp power set
- V<sub>1</sub> 0" = 702" AIDS GMT 12 41' 44"
- Engine failure No 1
- Reverse
- Hopp hinein, hinein 7"
- Hopp "inemit" 10"
- Ja, full reverse
- Hopp ine, ine und hebe 15"
- Emergency 20"
- Jawohl
- Ground Emergency 31"

**AIDS AUFZEICHNUNGEN**

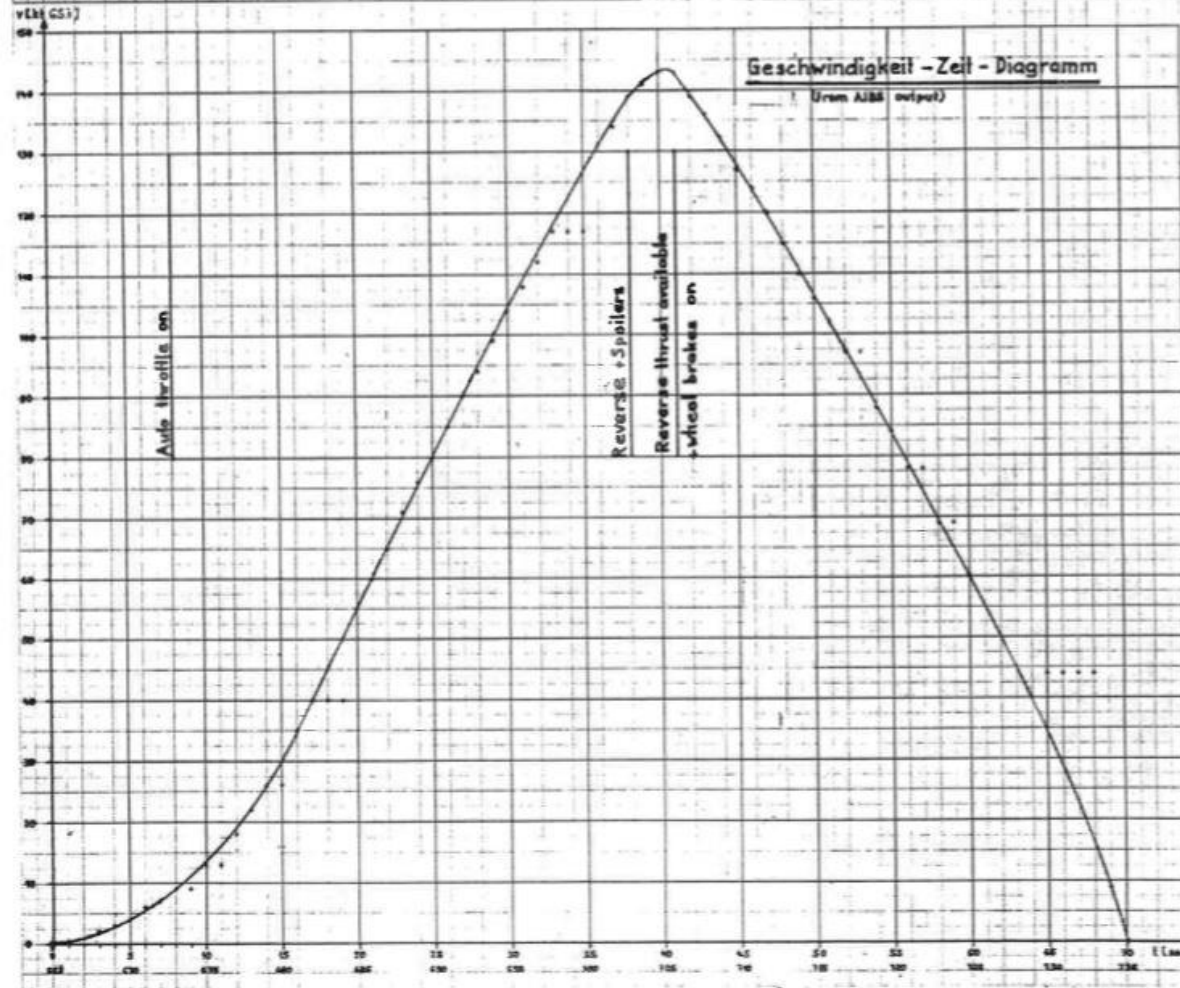
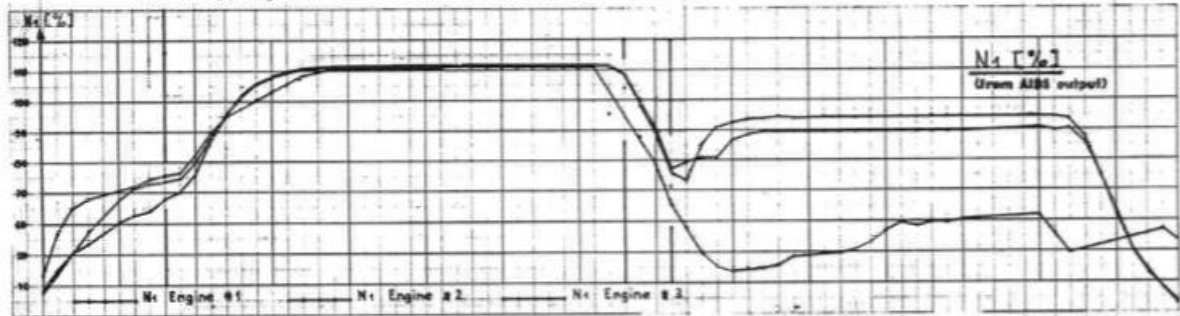
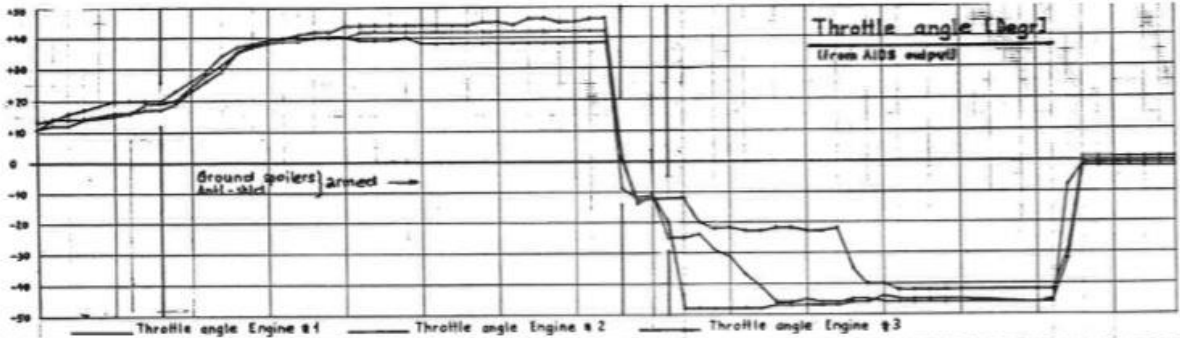
ISC	N1 ENG.1 %	THROTTLE ENG.1 DEGR	C.A.S. DADS.1 KNOTS	GRND.SP. SYS.1 KNOTS	WHEEL BRAKES	SPBRAKE HANDLE DEGR	FLAP POS. DEGR	REVERSE	HEADING MAGN. S.1 DEGR
699	110.4								
700	110.4								
700	110.6								
700	110.8								
701	111.0								
701	110.6								
701	107.4	45.	130.	117.	-	0.	16.	-	280.
701	94.3	46.	136.	131.	-	0.	16.	-	280.
702	95.2	46.	139.	134.	-	0.	16.	-	280.
702	97.9	2.	141.	139.	-	0.	16.	-	279.
702	102.1	-13.	144.	141.	-	17.	16.	-	279.
702	105.1	-12.	144.	143.	-	48.	16.	1	280.
703	104.0	-12.	139.	143.	1	57.	16.	1	280.
703	101.7	-12.	134.	139.	1	58.	16.	1	280.
703	93.6	-20.	131.	136.	1	58.	16.	1	280.
703	87.2	-22.	127.	132.	1	57.	16.	1	280.
704	87.6	-22.	122.	127.	1	57.	16.	1	280.
704	89.2	-23.	117.	124.	1	57.	16.	1	280.
704	84.7	-23.	109.	120.	1	58.	16.	1	279.
704	78.7	-22.	108.	115.	1	57.	16.	1	279.
705	78.2	-22.	99.	110.	1	57.	16.	1	279.
705	78.8	-23.	98.	106.	1	57.	16.	1	280.
705	74.4	-23.	92.	102.	1	58.	16.	1	280.
705	67.8	-22.	88.	97.	1	57.	16.	1	280.

GMT  
12 41' 44"  
ENGINE  
FAILURE  
LIGHT

## DAMP SURFACE CONDITION



VARIATION OF AIRCRAFT EFFECTIVE BRAKING COEFFICIENT WITH GROUND SPEED AS ESTIMATED FROM GROUND VEHICLE FRICTION TESTS.



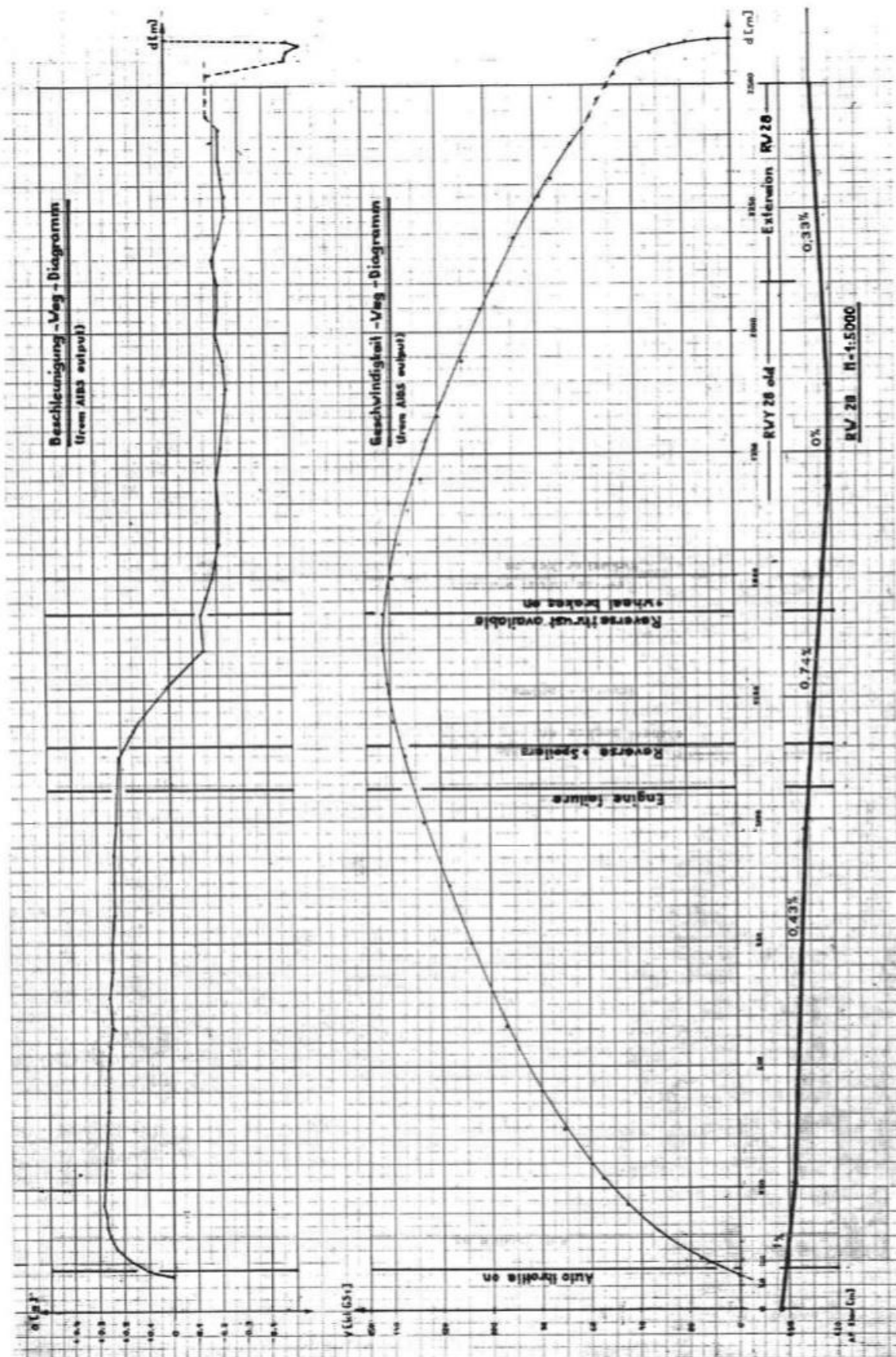
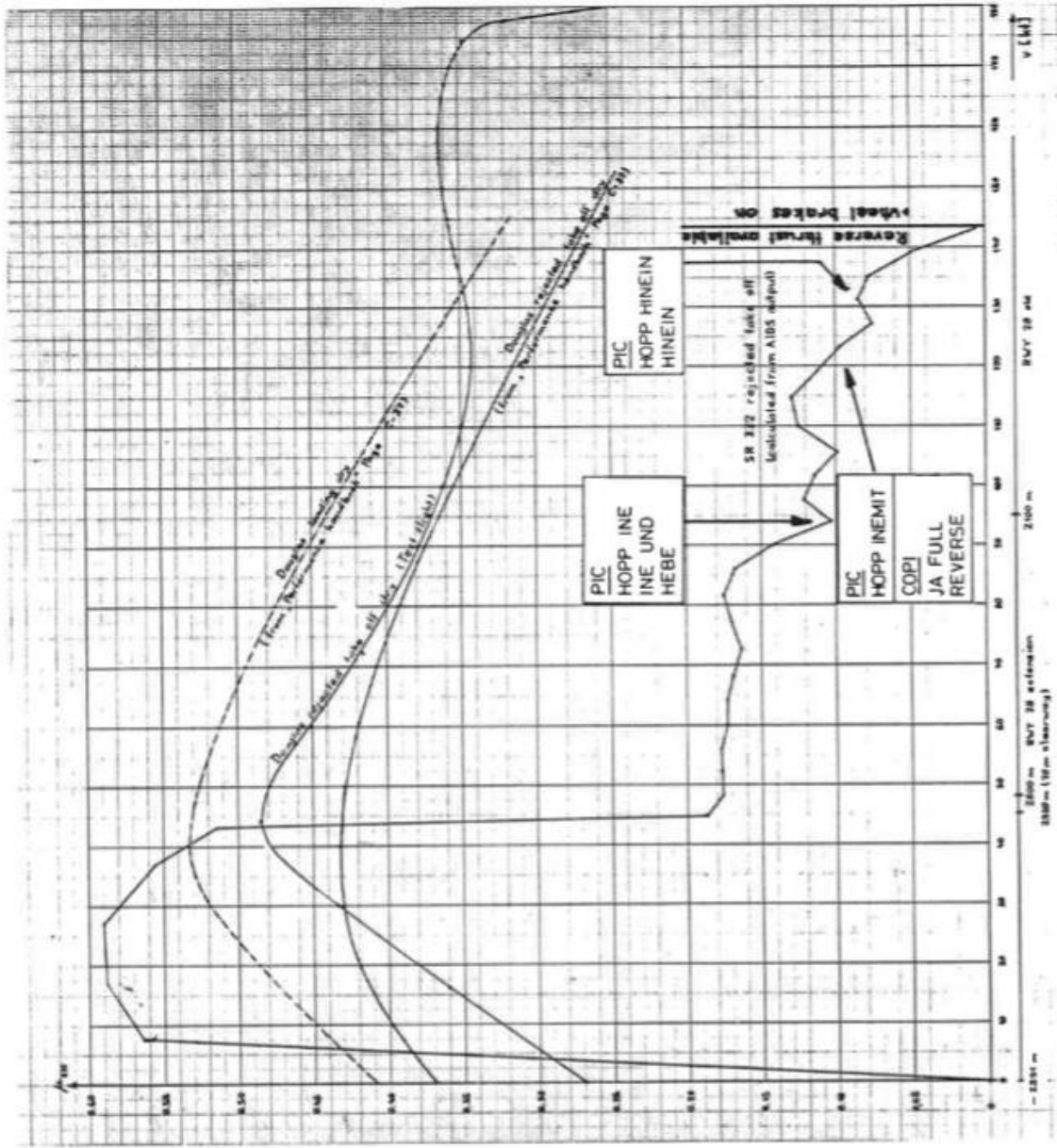


DIAGRAMM REIBUNGSKOEFFIZIENT/GESCHWINDIGKEIT







## TAKE-OFF / INDIVIDUAL RUNWAY TABLES

3.1. Adverse runway conditions (cont'd)3.1.2. Reduced braking conditions (Rejected take-off)

## REJECTED T/O

NOTE: Use the highest correction from the table below if more than one condition is reported.		
Conditions	RW-shortening	Remarks
WET runway	100 m	No aquaplaning but continuous water film.
FLUID contaminated runway	600 m	<u>Aquaplaning</u> to be expected with more than 3 mm of standing water, slush or wet snow (not frozen).
$\mu$ Reported braking coefficient		For values between those which are given, use linear interpolation (25 m for each $\mu = 0.01$ ).
$\mu = 0.40$ and above	No correction	
$\mu = 0.35$	125 m	
$\mu = 0.30$	250 m	
$\mu = 0.25$	375 m	
$\mu = 0.20$	500 m	
$\mu =$ below 0.20	No take-off	
TERM Reported braking action		
GOOD	No correction	
MEDIUM to GOOD	100 m	
MEDIUM	250 m	
MEDIUM to POOR	350 m	
POOR	No take-off	

NOTE: For reverser inoperative, see para 3.2. below.

## EXAMPLE:

Depth of slush 1.0 cm  
 Reported braking coefficient  $\mu = 0.24$   
 AVAILABLE RUNWAY length 3000 m

## FIND:

Correction for slush -380 m  
 Correction for  $\mu$  -400 m  
 Correction for aquaplaning -600 m  
 CORRECTED RUNWAY length = 2400 m

} Take the higher.

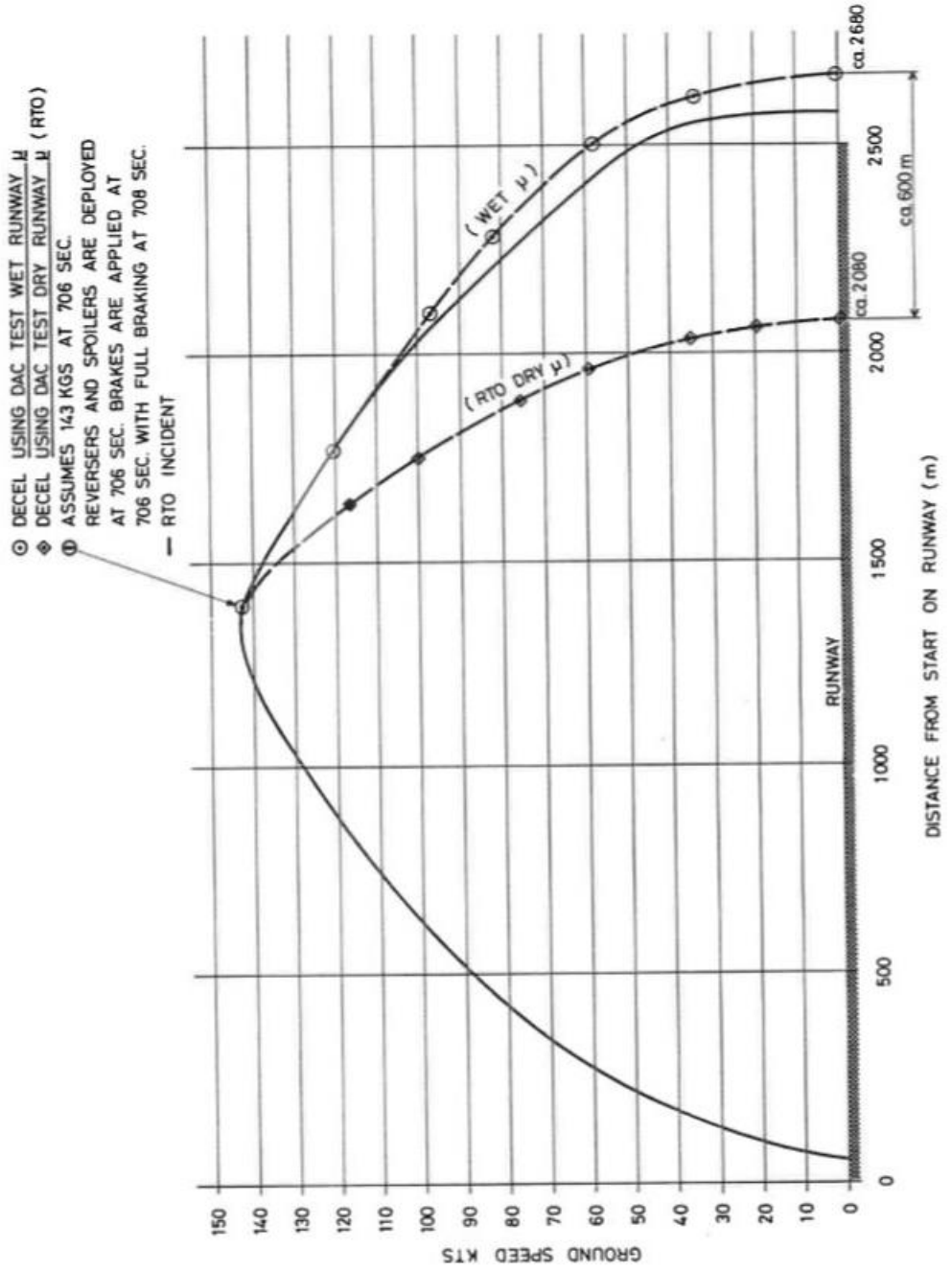
A

(cont'd)

SWISSAIR



GESCHWINDIGKEIT / WEG - DIAGRAMM  
GEM. HERSTELLER



**ABWICKLUNG AUF DER PISTE ( NACH AIDS + CVR )**

HISTORY OF T/O AND ABORT ( AIDS AND CVR )

