



Schlussbericht der Eidgenössischen Flugunfall-Untersuchungskommission

über den Unfall

des Flugzeugs Lear Jet 23 D-IHAQ

am 12. Dezember 1965

auf dem Flughafen Zürich-Kloten

Sitzung der Kommission

14. Juni 1967

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

der Eidgenössischen Flugunfall-Untersuchungskommission

über den Unfall

des Flugzeugs Lear Jet 23 D-IHAQ

am 12. Dezember 1965

auf dem Flughafen Zürich-Kloten

0. ZUSAMMENFASSUNG

Am Sonntag, den 12. Dezember 1965, um 1839 Uhr GMT¹ setzte der Pilot an Bord des Flugzeugs Lear Jet 23 D-IHAQ am Anfang der Piste 28 des Flughafens Zürich-Kloten zum Abflug nach Nizza an. Rechts neben ihm sass eine Co-Pilotin. Hinter der Besatzung kauerte der Besitzer des Flugzeugs auf dem Kabinenboden, während seine sechs Gäste auf den sechs verfügbaren Passagiersitzen angeschnallt waren. Es war bereits dunkel. Die Lufttemperatur betrug + 3°C. Es regnete und schneite, doch blieb die Piste aper.

Nach normaler Beschleunigung des Flugzeugs bis über die Abhebegeschwindigkeit von 132 Knoten hinaus nahm der Pilot die Leistungshebel zurück und versuchte das Flugzeug abzubremsen. Es überschoss jedoch das Pistenende mit einer Geschwindigkeit von 80-100 Knoten, rollte in der Pistenachse 200 m durch das aufgeweichte Wiesengelände und stiess wenige Meter vor der Flugplatzumzäunung mit der rechten Seite des Rumpfbuges gegen eine Kabelrolle und dann gegen die Umzäunung, wo es schwer beschädigt liegen blieb. Die Co-Pilotin wurde hierbei schwer verletzt und starb auf dem Transport in das Spital. Die übrigen Insassen erlitten zum Teil schwere, aber nicht lebensgefährliche Verletzungen.

Der Unfall ist darauf zurückzuführen, dass sich der Pilot auf nasser Piste mit unzulässig beladenem Flugzeug zum Startab-

¹ Die in diesem Bericht aufgeführten Zeitangaben beziehen sich stets auf GMT (Lokalzeit - MEZ = GMT + 1 Stunde)

bruch veranlasst sah, als er beim Rotieren mit hoher Rollgeschwindigkeit eine ungewohnte, anschlagartige Zunahme der Handkraft verspürte, die wahrscheinlich auf einer Funktionsbehinderung von Steuerorganen durch einen Fremdkörper beruhte. Handhabungsfehler des Piloten und fehlende Zusammenarbeit mit der Co-Pilotin spielten mit eine Rolle beim Entschluss zum Startabbruch, beim Bremsvorgang und beim Überschreiten der Piste mit hoher Geschwindigkeit.

1. UNTERSUCHUNG

Die Voruntersuchung wurde durch Übermittlung seines vom 7. Juni 1966 datierten Berichts an den Kommissionspräsidenten abgeschlossen am 17. Juni 1966. Nachträglich durchgeführte aerodynamische Untersuchungen, weitere Erhebungen, Rückfragen und zusätzliche Feststellungen verlängerten das Zwischenverfahren in anormaler Weise. Sie veranlassten den Kommissionspräsidenten am 24. Januar 1967, den Untersuchungsleiter zu beauftragen, den Untersuchungsbericht zu ergänzen. Dieser Ergänzungsbericht, vom 17. Mai 1967, wurde dem Kommissionspräsidenten am 22. Mai 1967 zugestellt.

Zuständige kantonale Behörde: Bezirksanwaltschaft
Dielsdorf/ZH.

2. ELEMENTE

21. Beteiligte

211. Besatzung

Kommandant: Jahrgang 1919, deutscher Staatsangehöriger

Fliegerische Ausweise:

- Luftfahrerschein für Privat-Flugzeugführer der Bundesrepublik Deutschland, ausgestellt durch den Regierungspräsidenten des Landes Hessen in Darmstadt am 20. Dezember 1955, mit Gültigkeitseintragung bis zum 29. Oktober 1966. Der Ausweis berechtigt zum Führen der Flugzeuge nachstehender Gewichte und Muster:
 - alle einmotorigen Landflugzeuge bis zu 2000 kg höchstzulässigem Fluggewicht

- Morane-Saulnier MS 760 B
- Lear Jet Model 23

Unter "Besondere Berechtigungen" waren im Ausweis ferner eingetragen:

- Schleppflug mit Fangschlepp
- Kunstflug
- Ausbildung von Privat-Flugzeugführern
- Sprechflugfunkdienst
- Berechtigung für IFR-Flüge mit allen Flugzeugen bis 5700 kg Abfluggewicht
- Lehrberechtigung für IFR-Flüge
- Allgemeines Flugfunksprechzeugnis der Bundesrepublik Deutschland, ausgestellt vom Fernmeldetechnischen Zentralamt in Darmstadt am 23. Januar 1961, mit Gültigkeit bis zum 22. Januar 1971.

Der Kommandant hatte seine fliegerische Laufbahn im Jahre 1940 bei der deutschen Luftwaffe begonnen, wo er bis zum Kriegsende als Pilot und Fluglehrer auf Propellerflugzeugen verschiedener Typen Dienst leistete. Bis 1953 trat dann in seiner fliegerischen Tätigkeit ein Unterbruch ein. In diesem Jahr nahm er den Segelflugsport wieder auf, und im Jahre 1955 erwarb er auf dem Flugfeld Sisseln den schweizerischen Führerausweis für Privatpiloten. Er betätigte sich dann in Deutschland als Privatpilot und hat nach seinen eigenen Angaben bis 1960 auf leichten Propellerflugzeugen verschiedener Typen rund 500 Flugstunden absolviert.

Am 1. Januar 1960 trat er als Flugzeugführer in die Dienste des Unternehmers und Flugzeugbesitzers und war in dieser Eigenschaft bis zum Unfalltag ununterbrochen tätig, vorerst auf dem Kolbenmotorenmuster Do-27, dann auf dem strahlgetriebenen Reiseflugzeug Morane MS 760 "Paris" und anschliessend auf dem Unfallmuster Lear Jet Model 23. Seine fliegerische Ausbildung auf diesem Flugzeug absolvierte er im Herstellerwerk in den USA unter Anleitung von Fabrikpiloten.

Im Dienste des Unternehmers flog er insgesamt rund 750 Stunden, davon 236 auf dem Flugzeug MS 760 und 121 Stunden auf

dem Flugzeug Lear Jet Model 23. Seit der Wiederaufnahme der Motorflugtätigkeit im Jahre 1955 bis zum Unfalltag totalisierte er insgesamt 1270 Flugstunden.

Er flog:

- in den letzten drei Monaten vor dem Unfall:
28.33 Stunden mit 34 Landungen
- in den letzten 10 Tagen vor dem Unfall:
5.01 Stunden mit 7 Landungen
- am Unfalltag:
1.25 Stunden mit 3 Landungen,

alles auf dem verunfallten Flugzeug D-IHAQ.

Gemäss Auskunft der zuständigen deutschen Luftfahrtbehörde sind im Flugdienst des Kommandanten keine Vorkommnisse, Verstösse und Ordnungswidrigkeiten zu verzeichnen.

Die letzte fliegerärztliche Untersuchung bestand der Kommandant im April 1964, wobei er flugtauglich befunden wurde. Er hielt sich im Zeitpunkt des Unfalles für gesund. Es bestehen keinerlei Anhaltspunkte, dass er zur Zeit des Unfalls unter Alkoholeinfluss gestanden hätte.

Co-Pilotin: † Jahrgang 1928, deutsche Staatsangehörige

Fliegerische Ausweise:

- Luftfahrerschein für Privatflugzeugführer der Bundesrepublik Deutschland, mit Gültigkeitseintragung bis zum 31. Juli 1966.

Der Ausweis berechtigt zur Führung der Flugzeuge nachstehender Gewichte und Muster:

- alle einmotorigen Landflugzeuge bis zu 2000 kg höchstzulässigem Fluggewicht
- PA-23 "Aztec"
- Twin Bonanza D/50 und J/50

Unter "Besondere Berechtigungen" waren im Ausweis ferner eingetragen:

- Schleppflug mit Fangschlepp
- Sprechflugfunkdienst

- Berechtigung für IFR-Flüge für alle Flugzeugmuster bis 5700 kg Fluggewicht
- Lehrberechtigung für IFR-Flüge
- Luftfahrerschein für Berufsflugzeugführer II. Klasse der Bundesrepublik Deutschland, mit Gültigkeitseintragung bis zum 31. Juli 1966.
- Ausbildung von Berufsflugzeugführern II. Klasse auf Flugzeugen bis 5700 kg Abfluggewicht.
- Allgemeines Flugfunksprechzeugnis der Bundesrepublik Deutschland, vom 3. September 1960.

Weder im Luftfahrerschein für Privat-Flugzeugführer noch in demjenigen für Berufsflugzeugführer war die Berechtigung zur Führung des Flugzeugmusters Lear Jet Model 23 eingetragen. Gemäss Auskunft des Luftfahrt-Bundesamtes der Bundesrepublik Deutschland berechtigen jedoch beide Scheine, auf Flugzeugen des Typs Lear Jet 23 die Funktion eines Co-Piloten auszuüben; denn nach der geltenden deutschen "Prüfverordnung für Luftfahrtpersonal" berechtigen

- der Luftfahrerschein für Privatflugzeugführer: "... zur Betätigung als zweiter Flugzeugführer im nichtgewerblichen Luftverkehr auf allen Flugzeugmustern."
- der Luftfahrerschein für Berufs-Flugzeugführer II. Klasse: "... zur Betätigung als zweiter Flugzeugführer im gewerblichen Luftverkehr auf allen Flugzeugmustern."

Die Co-Pilotin hatte mit ihrer fliegerischen Tätigkeit als Motorflugpilotin in Spätherbst 1958 begonnen, nachdem sie schon vorher in Deutschland als Segelfliegerin tätig gewesen war. Bis zum Unfalltag flog sie etwa 2000 Stunden.

Im Frühsommer 1965 trat die Pilotin in den Dienst des Unternehmers, und begleitete den Kommandanten auf seinen Reisen mit dem Flugzeug D-IHAQ als Co-Pilotin. In dieser Eigenschaft absolvierte sie bis zum Unfall auf dem Flugzeug Lear Jet 23 D-IHAQ 60 Flüge in total 49.17 Stunden. Während dieser Flüge besorgte sie vorab den Funkverkehr, erhielt jedoch wenig Gelegenheit, sich in der Flugzeugführung auszubilden. Hierfür war ein besonderer Kurs beim Herstellerwerk vorgemerkt.

Vorkommnisse, Verstösse und Ordnungswidrigkeiten im Flugdienst, die Anlass zu behördlichem Einschreiten hätten geben können, sind nicht verzeichnet.

Das gesundheitliche Befinden der Co-Pilotin muss gemäss den von den andern Flugzeuginsassen erhaltenen Auskünften in Ordnung gewesen sein. Nach gerichtlich medizinischem Befund lag kein Alkoholeinfluss vor. Zeitpunkt und Ergebnis der letzten fliegerärztlichen Untersuchung vor dem Unfall ist nicht bekannt.

212. Passagiere

1. Jahrgang 1918, deutsche Staatsangehörige, verheiratet mit Passagier 2
2. Jahrgang 1917, deutscher Staatsangehöriger
3. Jahrgang 1918
4. Jahrgang 1916
5. Jahrgang 1919, österreichischer Staatsangehöriger,
6. Jahrgang 1921, deutscher Staatsangehöriger, Inhaber gültiger Pilotenausweise mit Erfahrung auf Propeller- und Düsenflugzeugen
7. Jahrgang 1943, deutsche Staatsangehörige

Abgesehen vom Passagier 6 verfügte keiner der Passagiere über fliegerische Ausweise und Erfahrung.

22. Flugzeug

221. Allgemeine Angaben

Hoheits- und Eintragungskennzeichen : D-IHAQ
Eigentümer und Halter : privat (s. 212)
Konstruktions- und Herstellerfirma : Lear Jet Corporation,
Wichita/ Kansas, USA
Flugzeugmuster : Lear Jet Model 23
Charakteristik : Geschäftsreiseflugzeug
in Tiefdeckerbauart mit
zwei Turbo-
Strahltriebwerken am

Hauptabmessungen : Heck
Spannweite 10,85 m,
Länge 13,18m,
Flügelfläche 21,5 m²,
mittlere aerodynamische
Flügeltiefe 2,146 m
(84,486 inch)

Werknummer : 23-007

Baujahr : 1964

Triebwerke : 2

Herstellerfirma : General Electric, Lynn/
Massachusetts, USA

Muster: General Electric CJ-
610-1, mit max.
Stand Schub auf
Meereshöhe je 2850 lbs
= 1293 kg

Werknummern : Rechts 240`032, links
240`033

Baujahr : 1964

Zulassung und Eintragung: Gemäss
Lufttüchtigkeitszeugnis
des Luftfahrt-
Bundesamtes der BRD vom
3. Mai 1965 war das
Flugzeug für den nicht
gewerblichen Verkehr im
VFR- und IFR-Flug
zugelassen. Nach dem
Beiblatt zum Bordbuch
sind eine
Mindestbesatzung von 2
Personen,
vorgeschrieben und
höchstens 8 Insassen
zugelassen.

222. Konstruktionsmerkmale, soweit sie für den Unfall von Bedeutung und nicht bereits erwähnt sind:

Das Flugzeug "Lear Jet Model 23" ist auf Grund der amerikanischen Civil Air Regulations, Part 3 (neuerdings Federal Aviation Regulations, Part 23) sowie der zusätzlichen Spezialvorschriften der Federal Aviation Agency (Lear Jet Model 23 special conditions) vom 12. November 1963 erbaut worden.

Trapezflügel mit Spaltlandeklappen und Spoilers, beide hydraulisch betätigt. Verhältnismässig grosse Flügelendtanks. Die Spoilers sind unmittelbar vor den Landeklappen an der Flügeloberseite angeordnet.

Höhen-, Seiten- und Quersteuerung erfolgen rein mechanisch über Kabelzüge und Stossstangen, die Seiten- und Quertrimmung mittels elektrisch betätigbaren Trimmklappen, die Höhentrimmung ebenfalls elektrisch durch Verstellung der Höhenflosse. Für letztere sind an den Handrädern des Piloten und des Co-Piloten Schalter angebracht. Die Stellung der drei Trimmorgane wird durch je ein Instrument angezeigt. Die Höhenflosse ist zwischen $-0,5$ und -7° verstellbar, für den Start ist der Bereich von -2° bis -4° vorgeschrieben und auf dem zugehörigen Anzeigeinstrument durch einen grünen Sektor markiert.

Das Fahrwerk, bestehend aus einem einfachen steuerbaren Bugrad und Zwillings-Hauptträgern, ist hydraulisch einziehbar. Die ebenfalls hydraulisch betätigten Radbremsen sind mit Gleitschutzvorrichtungen (Anti-skid-device) ausgerüstet, die beim Bremsen das Blockieren der Räder verhindern sollen. Gebremst wird wie üblich durch Niederdrücken der Seitensteuerpedale, wobei eine Betätigung durch den Piloten und/oder den Co-Piloten möglich ist.

Der Treibstoffversorgung dienen zwei Flügeltanks, zwei Flügelendtanks sowie ein Rumpftank. Diese Behälter fassen nachstehende Treibstoffmengen:

- Flügeltanks	360 Gallonen	= 1362 Liter
- Flügelendtanks	356 Gallonen	= 1348 Liter
- Rumpftank	<u>112 Gallonen</u>	= <u>424 Liter</u>
Total	828 Gallonen	= 3134 Liter

Der Rumpftank ist hinter der Kabine auf der Höhe der Triebwerke angebracht. Er wird über die Flügeltanks gefüllt.

Als Treibstoff sind alle Flugturbinen-Treibstoffe der Spezifikationen Flugpetrol und Wide-Cut verwendbar.

Gegen Treibstoffverdickung bei grosser Kälte ist ein Zusatz vorgeschrieben, der nur bei Verwendung von Treibstoff der Qualität JP-4 (Wide-Cut) weggelassen werden kann.

Für die Bedienung der Triebwerke sind auf der zentralen Konsole zwischen den beiden Piloten zwei Leistungshebel angebracht. Diese Leistungshebel dienen gleichzeitig zum Abstellen der Triebwerke. Dazu werden die beiden Hebel aus ihrer Leerlaufstellung nach links in eine Seitenkulissee des Führungssegments geschoben, worauf sie gemeinsam oder einzeln nach hinten in die Abstellposition (cut off) weitergezogen werden können. In der Leerlaufstellung liefern die Triebwerke noch einen Schub von je rund 200 lbs (90 kg).

223. Gewichte und Schwerpunktslagen (vgl. auch Beilage 2)

Beim maximal zulässigen Startgewicht von 12'500 lbs (5670 kg) liegt der vorderste zulässige Schwerpunkt 227,6 inch hinter der Bezugsebene bzw. in 20,8 % MAC. Beim Unfallstart betrug das Fluggewicht 13'084 lbs und der Schwerpunkt befand sich 226,75 inch bzw. in 19,8 % MAC hinter der Bezugsebene.

Gewichtsüberschreitung beim Start zum Unfallflug somit :

584 lbs (265 kg)

Schwerpunktslage beim Start zum Unfallflug:

0,85 inch = 1,0 % MAC vor der vordersten zulässigen Lage beim maximal zulässigen Abfluggewicht.

224. Startbedingungen

Gemäss Flight Manual ist für das maximal zulässige Abfluggewicht bei Lufttemperatur von + 3°C, Druckhöhe von 1440 ft und einer Gegenwindkomponente von 11 kt (s. 242) eine Pistenlänge von 4200 ft = 1280 m erforderlich. Hierbei ist trockene Piste vorausgesetzt.

Die Geschwindigkeitsdaten sind folgende:

für Startabbruch $V_1 = 118$ kt

für Rotieren

$V_R = 128 \text{ kt}$

23. Gelände

Der Zwischenfall ereignete sich auf der Piste 28/10 des Flughafens Zürich-Kloten. Diese Piste ist 2500 m lang, 60 m breit, liegt im Mittel 428 Meter über Meer und hat in Richtung 28 ein mittleres Gefälle von 0,3 %. Die Rollstrecke zwischen dem Abstellplatz des Flugzeuges D-IHAQ und dem Anfang der Piste 28 beträgt über den benützten Rollweg 1 rund 1000 m.

Die Achse der Piste 28 schneidet in 210 m Entfernung vom Pistenende das Flüsschen "Glatt" (s. Beilage 1). Längs dem flugplatzseitigen Glattufer verläuft ein Fahrsträsschen, das vom Flugplatz durch eine ca. 160 cm hohe, aus Profileisenpfosten und starkem Drahtgeflecht bestehende Umzäunung getrennt ist.

Das Terrain zwischen Piste und Strässchen besteht aus ebenem Wiesland und fällt um knappe 4m ab. In der Mittellinie der Pistenverlängerung sind die Beleuchtungskörper des Anfluglichtersystems gesetzt, der erste 15 m nach dem Pistenende. Bis zur Umzäunung folgen dann weitere 5 Lampen in Abständen von je 32 m, alle auf kräftigen Eisenmasten. Der erste Lampenmast hat eine Höhe von 0,6 m, der letzte innerhalb der Platzumzäunung ist 5,2 m hoch. Der Durchmesser der Masten 1 bis 5 beträgt 65 mm, derjenige der übrigen Masten 140 mm.

Im Zeitpunkt des Unfalls war 4 m innerhalb der Umzäunung und knapp links neben der Pistenachse eine ca. 2100 kg schwere, 2 Meter hohe Kabelrolle abgestellt. Das Kabel war für eine im Bau befindliche Lärmmessanlage bestimmt.

Die Westpiste hat 1 % Quergefälle nach links und war im Zeitpunkt des Unfalls nass, jedoch nicht mit Schnee bedeckt.

Die Unfallstelle liegt im Gemeindebann Rümlang (Kanton Zürich) auf Kote 420,2 m. Koordinaten: 257'050/682'650.

24. Wetter

241. Allgemeine Wetterlage

Ein Tiefdruckzentrum lag westlich von Schottland. Südlich davon stiess milde Meeresluft gegen West- und Mitteleuropa vor. Ihre Warmfront verlief um 1800 Uhr von Holland über Köln

und die Vogesen bis Lyon. Sie verlagerte sich mit etwa 20 Knoten ostwärts und erreichte Zürich gegen 2200 Uhr. Vor ihr dehnte sich ein 300 bis 400 km breites Niederschlagsgebiet aus.

242. Wettermeldungen der Meteo Flughafen Zürich-Kloten

1. Beobachtungen um 1820 Uhr

(20 Minuten vor dem Unfallstart)

Bewölkung:	4/8 auf 210 m über Grund; 7/8 auf 370 m über Grund	
Niederschläge:	Regen- und Schneefall	NB: Meteo- Meldung von 1750 Uhr enthält
Wind :	220°, 14 Knoten	
Sicht :	8 km	
Temperatur :	+3°C, Taupunkt +2°C	Temperatur +2°C Taupunkt +1°C
Luftdruck :	QNH 1010 mb	

2. Beobachtungen um 1850 Uhr

(10 Minuten nach dem Unfallstart)

- Bewölkung :	4/8 auf 210 m über Grund; 6/8 auf 400 m über Grund; 7/8 auf 700 m über Grund
- Niederschläge:	Regen- und Schneefall
- Wind :	220°, 16 Knoten
- Sicht :	10 km
- Temperatur :	+ 3°C, Taupunkt + 2°C
- Luftdruck :	QNH 1011 mb;

3. Angaben über Niederschlagsverhältnisse

Niederschlagsbeginn	ca. 1430 Uhr	
Niederschlagshöhe:	bis 1700 Uhr	2,0 mm
	1700-1800 Uhr	2,8 mm
	1800-1840 Uhr	1,0 mm

Die Niederschlagsstärken werden wie folgt bezeichnet:

bis 0,5 mm pro Stunde: leicht
0,5 mm - 4 mm pro Stunde: mässig
über 4 mm pro Stunde: stark

Diese Stärkegrade gelten für gleichmässige Niederschläge,
d.h. nicht für Schauer oder Gewitter.

243. Angaben des Kontrollturms für die Startzeit

Windstärke: 18 Knoten
Windrichtung: 240°
Barometer: 10.10
genaue Zeit: 1834

"In diesem Moment regnete es ziemlich stark"

25. Vorschriften

251. Verfügung des Eidgenössischen Post- und Eisenbahndepartements (heute Verkehrs- und Energiewirtschaftsdepartement) über die Verkehrsregeln für Luftfahrzeuge, vom 18. November 1960.

Artikel 5:

Vor Beginn eines Fluges hat sich der Kommandant eines Luftfahrzeuges mit allen für den Flug massgebenden und verfügbaren Unterlagen vertraut zu machen.

Artikel 40:

Der Führer eines Luftfahrzeuges hat jeden beabsichtigten Flug nach Instrumentenflugregeln ... bei der hierfür bestimmten Meldestelle des Abflugortes oder, wenn keine solche besteht, bei der zuständigen Verkehrsdienststelle der Flugsicherung anzumelden und einen Flugplan einzureichen.

Der Flugplan muss die in der Anlage B vorgesehenen Angaben enthalten.

Anlage B, Flugplan (zu Artikel 40):

Der Flugplan muss folgende Angaben enthalten:

...

18. Anzahl der an Bord befindlichen Personen

...

Artikel 43:

Alle Änderungen des Flugplanes ... sind der zuständigen Verkehrsdienststelle der Flugsicherung zu melden.

Die Meldung ist auch dann zu erstatten, wenn vor dem Abflug die angegebene Treibstoffmenge oder die Zahl der an Bord befindlichen Personen geändert hat.

252. Verordnung des Bundesrates über die Rechte und Pflichten des Kommandanten eines Luftfahrzeuges, vom 22. Januar 1960.

Artikel 2:

Diese Verordnung findet auf ausländische Luftfahrzeuge sinngemäss Anwendung für alle Vorgänge, die sich auf oder über schweizerischem Gebiet abspielen.

Artikel 6:

Der Kommandant hat im Rahmen der gesetzlichen Bestimmungen, der Weisungen des Halters eines Luftfahrzeuges und der anerkannten Regeln der Luftfahrt alle erforderlichen Massnahmen zu treffen, um die Interessen der Fluggäste, der Besatzung, der an der Ladung Berechtigten und des Luftfahrzeughalters zu wahren.

Artikel 7:

Der Kommandant ist für die Führung des Luftfahrzeugs nach den gesetzlichen Bestimmungen, den Vorschriften der Luftfahrthandbücher (AIP), den anerkannten Regeln der Luftfahrt und den Weisungen des Halters verantwortlich.

Artikel 11:

Die an Bord befindlichen Fluggäste unterstehen der Bordgewalt des Kommandanten.

Sie sind verpflichtet, den zur Wahrung der Flugsicherheit ... erteilten Weisungen nachzuleben.

253. Lear Jet Model 23 Flight Manual (AFM), genehmigt durch die Federal Aviation Agency (FAA)

Section I, Limitations:

TAKE-OFF WEIGHT: This airplane shall not be taken off at a weight which exceeds the take-off weight specified in Section IV of this manual, for the altitude of the airport and for the ambient temperature existing at the time of take-off, and at

which compliance with the climb performance and take-off distance requirements in Figures 4-18, 4-19, 4-21, 4-22 and 4-23 are met. The take-off weight is limited by the most restrictive of the following requirements.

Maximum Certified Take-off Weight 12'500 Pounds

Maximum. Take-off Weight for Altitude and Temperature as determined from Figure 4-20.

Take-off Field Length as determined from Figure 4-18 or 4-19.

Brake Energy Limits as determined from Figure 4-20.

CENTER OF GRAVITY ENVELOPE: (s. Beilage 2)

Section II, Normal operating procedures:

BEFORE TAXIING

WARNING

Do not use defog on take-off or above 90 % RPM in flight.
Do not use defog above 70 % RPM on the ground.

BEFORE TAKE-OFF

...

L. Trim - Check setting for T.O.

...

WARNING

Do not use defog on take-off or above 90 % RPM in flight.
Do not use defog above 70 % RPM on the ground.

Section III, Emergency operating procedures:

ENGINE FAILURE DURING TAKE-OFF

Below V_1 speed

- A. Thrust Levers - CUT-OFF if stopping distance is critical, otherwise IDLE.
- B. Spoilers - EXTEND.
- C. Flaps - UP.
- D. Wheel Brakes - as required.

Above V_1 speed

- A. Continue Take-off,
- B. Landing Gear and Flaps - UP (As soon as air-speed permits.)

NOTE

Directional control is best if the nose wheel is held firmly on the runway until V_R is reached.

Performance

If a take-off is refused for any reason at or prior to V_1 , the following procedures are applicable:

1. Thrust levers - CUT-OFF.
2. Spoilers - EXTEND.
3. Apply wheel brakes as soon as practical and continue braking action until airplane is stopped.

3. VORGESCHICHTE UND VERLAUF DES UNFALLSTARTES

Für Sonntag, den 12. Dezember 1965, lud der Flugzeugeigentümer sechs Bekannte ein, mit ihm auf seinem Flugzeug Lear Jet 23 D-IHAQ unentgeltlich nach Nizza zu fliegen. Das Flugzeug startete um 1420 Uhr unter Führung eines Piloten, im Sprechfunkverkehr assistiert von einer Co-Pilotin, ohne Passagiere, von seinem Heimatflughafen Rhein/Main nach Köln, wo die Passagierin 7 (s. 212.) an Bord kam. Nach der Rückkehr auf den Flughafen Rhein/Main stiegen der Flugzeugeigentümer, Passagier 2, seine Ehefrau (Passagier 1) und Passagier 5 ein. Vor dem Start in Frankfurt wurde der in Köln wegen des schlechten Wetters (s. 241) für einen IFR-Flug ausgestellte Flugplan ergänzt.

Bei der Landung in Zürich auf der Blindlandepiste 16 um 1749 h regnete es. Aufsetzen, Bremsen und Ausrollen verliefen normal.

Nach der Landung begab sich der Eigentümer des Flugzeugs mit seinen Gästen in das Transitrestaurant, während der Kommandant das Tanken überwachte. Hierbei wurden die Flügel- und Flügelendtanks gefüllt, nicht jedoch der praktisch leergeflogene Rumpftank. Für dieses Nachfüllen mit 1394 lt Treibstoff wurden ca. 20 Minuten benötigt.

In der Zwischenzeit erledigte die Co-Pilotin die Abfertigungsformalitäten und ergänzte den Flugplan. Als Anzahl Insassen gab sie deren 8 an, obwohl der Pilot ihr mitgeteilt haben will, dass sich für den Flug Zürich-Nizza 7 Passagiere und 2 Besatzungsmitglieder an Bord befinden werden. Eine Überprüfung des Abfluggewichtes und der Schwerpunktslage durch die hierzu

verpflichtete Besatzung unterblieb.

Als kurz vor 1830 Uhr die Betankung beendet war, wurden die Passagiere, zu denen sich noch die Passagiere 3 & 4 gesellt hatten, zum Einsteigen aufgefordert. Der Flugzeugeigentümer wies seinen 6 Gästen die 6 Passagiersitze zu. Er selbst kauerte rücklings auf dem Kabinenboden, unmittelbar hinter dem Piloten und der Co-Pilotin, die ihre Sitze bereits eingenommen hatten.

Während die Passagiere sich anschnallten, verlas die Co-Pilotin dem Piloten die Checkliste und dieser führte die Kontrollen durch; insbesondere prüfte er auch die richtige Einstellung der Höhenflosse für den Start sowie die Leichtgängigkeit der Steuerorgane. Nachdem die Besatzung die Erlaubnis zum Rollen in die Startausgangsposition eingeholt hatte, führte der Pilot das Flugzeug zu der ihm zugewiesenen Piste 28, Nach dem Einschwenken hielt er das Flugzeug nochmals an, um zusammen mit der Co-Pilotin die Kontrollen "BEFORE TAKE-OFF" durchzuführen.

Während des Startes beschleunigte das Flugzeug normal. Als der Pilot die Steuersäule anzog, verspürte er "eine Art Anschlag." Gleichzeitig vernahm er ein ungewohntes Rauschen unter dem Armaturenbrett und verspürte an den Füßen einen warmen Luftstrom. Er schloss daraus, dass irgendetwas nicht in Ordnung sei, folgerte, dass sich das Flugzeug nach dem Abheben als unsteuerbar erweisen könnte, und entschloss sich zum Startabbruch. Er nahm die beiden Gashebel in Leerlaufstellung und von hier den rechten Hebel in die Cut-off-Stellung zurück, in der die Triebwerke abstellen, fuhr die Spoilers aus und begann zu bremsen. Während des Bremsens versuchte er auch das linke Triebwerk stillzulegen, was ihm aber nicht gelang. Es war ihm auch nicht möglich, das Flugzeug vor dem Pistenende anzuhalten. Es überschoss die Hartbelagpiste mit einer vom Piloten geschätzten Geschwindigkeit von ungefähr 80 kt, fegte die 6 ersten Lampen der Lichterschneise samt den Masten weg, stiess mit der rechten Seite des Rumpfbüges gegen die abgestellte Kabelrolle, stiess diese durch die Flugplatzumzäunung und kam, schwer beschädigt, im Zaun zum Stillstand (s. Beilage 1). Das linke Triebwerk wurde erst während der Rettungsaktion abgestellt.

Der Start des Flugzeuges war im Kontrolltum von 2 Verkehrsleitern und im Erdgeschoss des Flughafengebäudes von einem Beamten der Flugpolizei verfolgt worden. Die Verkehrsleiter beobachteten, dass das Flugzeug nicht, wie von ihnen erwartet, in der Gegend der Kreuzung der Piste 28 mit dem Rollweg 2 in die Luft stieg, sondern weiter rollte. Der Beamte der Flugpolizei stellte fest, dass das Flugzeug schon nach etwa 500 m Rollstrecke "eine unwahrscheinlich hohe Geschwindigkeit erreicht hatte". Ihm schien, die Geschwindigkeit des Flugzeugs habe während weiteren 500 m immer noch zugenommen.

Keiner der drei Beobachter konnte jedoch die Stelle bezeichnen, wo sich die Rollgeschwindigkeit verlangsamte, weil das Flugzeug in dieser Phase durch den Hangar Nord vorübergehend verdeckt wurde.

4. SCHÄDEN

41. Personen

Die Co-Pilotin starb kurz nach ihrer Einlieferung in das Kantonsspital Zürich an den schweren Verletzungen, die sie bei der Zertrümmerung der rechten vordem Rumpfpattie des Flugzeugs erlitten hatte.

Die Passagiere 1, 2, 5, 6 (s. 212) und der Pilot wurden, ebenfalls schwer, aber nicht lebensgefährlich verletzt, in dasselbe Spital verbracht.

Die Passagiere 3 und 7 kamen mit leichten Verletzungen davon. Der Passagier 4 blieb unverletzt.

42. Flugzeug

Der Rumpfvorderteil war rechts bis hinter das Cockpit eingedrückt, die Rumpfunterseite vorn aufgerissen, der vordere Teil des rechten Flügelendtanks zertrümmert. Das Bugfahrgestell und das innere Rad des linken Hauptfahrwerkes waren abgeschlagen. Obwohl der linke Flügelendtank, die Tragflächen, der Rumpfhinterteil, das Höhen- und Seitenleitwerk, mit Ausnahme einiger Farbabbblätterungen an Nietstellen, keine äusserlich sichtbaren Schäden aufweisen, ist das Flugzeug samt Ausrüstung nicht mehr verwendbar und muss als Totalschaden abgeschrieben werden, mit Ausnahme der

Triebwerke.

43. Drittschäden

Die ersten 6 Lampen der Lichterschneise und ein 13 m langes Teilstück der Flughafenumzäunung wurden zerstört. Die Kabelrolle und das auf ihr aufgewickelte Lärmesskabel wurden beschädigt. Das überrollte Wiesland wies tiefe Furchen auf.

Der Gesamtschaden beträgt rund Fr. 15'000.-.

Geschädigter: Kanton Zürich.

5. WEITERE FESTSTELLUNGEN

51. Am Flugzeug

- Der Sitz des Kommandanten war nur wenig beschädigt, derjenige der Co-Pilotin vollständig zerstört. Die Sitze der Passagiere, sämtliche Anschnallgurten und ihre Beschläge blieben unversehrt.
- Die Höhensteuerung funktionierte nicht mehr, weil das Verbindungsrohr zwischen den beiden Steuersäulen im Cockpit in der Mitte gebrochen war; das Zwischenstück zwischen Verbindungsrohr und Umlenksegment wies im Gewindeteil eine Bruchstelle auf. Bei beiden Brüchen handelt es sich um Gewaltbrüche, die auf der Unfallstelle entstanden sein müssen.
- Sämtliche Kabel-Umlenkrollen bis zum Rumpfeende befanden sich in gutem Zustand, ebenfalls die vertikalen Stössen bis zu den Höhenrudern.
- Das Höhenruder konnte um 15° nach oben und unten ausgeschlagen werden, was den vorschriftsgemässen Werten entspricht; es war frei beweglich.
- Die Höhenflosse war auf die an der Seitenflosse angebrachte Startmarke eingestellt. Diese Startmarke war von dem für Wartung und Unterhalt des Flugzeugs D-IHAQ Verantwortlichen aufgemalt worden. Die entsprechende Höhenflossenstellung stimmte mit der gemäss "Flight Manual" für den Start vorgeschriebenen Position (Mitte grüner Bereich des Anzeigeinstrumentes) überein.

- Eine Kontrolle der beiden Verstellmotoren ergab ein normales Funktionieren über den ganzen Einstellbereich zwischen $-0,5$ und -7° .
- Beide Landeklappen waren um 10° ausgefahren. Ihr Anzeigeeinstrument war beschädigt und nicht mehr ablesbar. Der Landeklappenbetätigungshebel befand sich in Mittelstellung. Dies entspricht dem vorgeschriebenen Startausschlag der Landeklappen von 20° .
- Die beiden Spoilers waren noch intakt; sie befanden sich in 40° -Ausfahrstellung.
- Die Treibstoffpumpen für den linken und rechten Flügelendtank waren eingeschaltet und funktionstüchtig.
- Die Treibstoffpumpe für den Rumpftank war abgeschaltet.
- Haupt- und Reserve-Treibstoffpumpen für das linke und rechte Triebwerk befand sich in Einschaltstellung.
- Das Tankverbindungsventil (Crossfeed) war geschlossen.
- Der Verbindungshahn Rumpftank-Flügelendtank war geschlossen.
- Der Rumpftank war praktisch leer.
- Die Treibstofffilter waren intakt und zeigten keine Verschmutzungen.
- Die Heizung zu den Triebwerkluft-Eintrittsöffnungen links und rechts war ausgeschaltet.
- Die Feuerabsperrrhahnen zu den beiden Triebwerken waren nicht betätigt worden; die Hebel befanden sich noch in gesicherter Stellung.
- Äusserlich wiesen die Triebwerke keine Beschädigungen auf. Insbesondere waren keine Beschädigungen von Schaufeln sichtbar, auch keinerlei Materialausbrüche oder Deformationen in den Luft- und Gaskanälen.

Ebenfalls zeigten sich äusserlich keinerlei Beschädigungen oder Unstimmigkeiten an Teilen und Geräten, die auf das Abstellen des Triebwerkes einen Einfluss haben.

Die nachträglichen Prüfläufe beim Herstellerwerk ergaben ein normales Funktionieren beider Triebwerke und vollen Standschub. Auch ihre Abstellmechanismen arbeiteten einwandfrei.

- Die Schalter für die Pitotrohr-Heizungen links und rechts waren eingeschaltet.
- Die Ventile für die Entnahme von Kompressorluft links und rechts waren geöffnet.
- Der Schalter für die Windschutzscheibenenteisung stand in Mittelstellung. Das Ventil, durch das Warmluft vor, zwischen und hinter die Windschutzscheiben geleitet werden kann, war $\frac{1}{4}$ geöffnet.
- Die Rollscheinwerfer an den Spitzen der Flügelenktanks waren ausgeschaltet.
- Die Landescheinwerfer am linken und rechten Hauptfahrwerk waren eingeschaltet.
- Die Reifen des rechten Hauptfahrwerkes befanden sich noch auf den Felgen und waren, abgesehen von leichten äusseren Beschädigungen und geringen Bremsspuren, in gutem Zustand. Der Luftdruck entsprach dem vorgeschriebenen Wert von 7 kg/cm².
- Der äussere Reifen des linken Hauptfahrwerkes war noch in gutem Zustand. Die Lauffläche zeigte das Bild einer einmaligen kurzen, starken Bremsung. Der Luftdruck betrug auch hier 7 kg/cm².

Der abgerissene innere Reifen des linken Hauptfahrwerkes war an mehreren Stellen stark beschädigt.

- Das Bugfahrwerk war aus seiner Befestigung herausgerissen und beschädigt. Der Reifen war zerstört.
- Die Bremsvorrichtung und die eingeschaltete Anti-skid-Anlage beider Hauptfahrwerke waren in gutem Zustand.
- Die Hauptteile der Hydraulikanlage zeigten keinerlei Schäden.
- Von den Hydraulikleitungen war lediglich eine Leitung am Bugfahrwerk zerstört; alle übrigen waren unbeschädigt.

Im Hydrauliköl-Behälter waren 1,5-2 Liter Öl vorhanden.

Der Hydraulikakkumulator stand noch unter einem Druck von 500 psi = 35 atü.

Die Hydraulikpumpen an den Triebwerken sowie die Reserve-Hydraulikpumpe waren noch intakt.

Der Hydraulikölfilter war sauber.

52. Ergebnisse der Laboruntersuchungen

Die Untersuchung des Treibstoffes ergab, dass dem Flugpetrol, wie vorgeschrieben, 0,1 Volumenprozent Prist beigemischt waren und dass es den im Flight Manual gestellten Anforderungen entsprach.

Der Triebwerkschmierstoff entsprach ebenfalls den geforderten Spezifikationen.

Die Hydraulikflüssigkeit wies gegenüber den Anforderungen geringe Abweichungen auf. Mit dem Unfallgeschehen können diese Abweichungen jedoch in keinem Zusammenhang stehen.

53. Fund einer losen, überzähligen Mutter im Steuerschacht unter dem Fussboden des Rumpfes.

Bei der Untersuchung des beschädigten Flugzeugs fand der Untersuchungsleiter zusammen mit dem Firmenvertreter im Steuerschacht unter dem Fussboden der Kabine eine lose, blanke Rändelmutter aus Leichtmetall mit der Werknummer 20063 und einem Lear Prüfstempel AS. Ihr Durchmesser beträgt 38,5 mm, ihre Höhe 17 mm. Eine solche Mutter wird im Flugzeug Lear Jet 23 ausschliesslich zur Regulierung der Gängigkeit der Triebwerk-Betätigungshebel und nur in einem Exemplar verwendet. Weil diese Mutter am Steuerblock nicht fehlte und keine Möglichkeit besteht, dass eine solche Mutter ohne Abschrauben eines Kabinenboden-Deckels in den Steuerschacht gelangen kann und weil die Erhebungen des Untersuchungsleiters ergaben, dass seit der Ablieferung des Flugzeuges durch das Herstellerwerk der Kabinenboden nie geöffnet worden war, muss angenommen werden, dass die vom Untersuchungsleiter gefundene lose Mutter bereits im Herstellerwerk in den unten mit Schaumstoff ausgekleideten Kabinenschacht gelangte und seither dort zwischen den Steuerorganen, wie Stossstangen, Umlenksegmenten und Kabelzügen, herumlag.

Ein weiterer Hinweis dafür, dass es sich um eine im Herstellerwerk in den Kabelschacht gelangte Mutter handelt, ist darin zu sehen, dass sie - im Gegensatz zur montierten Mutter und den übrigen äusseren Bestandteilen des Steuerblocks - keinen schwarzen Farbüberzug aufweist.

54. Ergebnis der Untersuchungen der Eidg. Materialprüfungs- und Versuchsanstalt (EMPA)

Im Auftrag des Untersuchungsleiters behandelte die EMPA - neben Bruchschäden am Steuersäulen-Verbindungsrohr und an einem Umlenksegment (Zif. 51) - bestimmte Fragen in Verbindung mit der aufgefundenen überzähligen Rändelmutter.

Schadenstellen an Steuersegmenten in der Zone der Fundstelle wurden auf die Endkollision zurückgeführt. Kerben und Kratzer an der Rändelmutter liessen sich ursachenmässig nicht eindeutig zuordnen.

Die Möglichkeit: einer Funktionsbehinderung des Höhensteuers durch diese Mutter wurde an einem intakten Flugzeug gleichen Typs untersucht und im Ergebnis bejaht.

In einer ausgesuchten Lage der Mutter, die sich dabei über Schaumstoff auf das Bodenblech abstützt, stösst der vom Steuersäulen-Verbindungsrohr abzweigende, kurze Hebel an der Kante des Mutternhalses an, wenn die Steuersäule rückwärts gezogen wird (s. Beilage 3). Dabei war, kurz vor der Mittellage der Steuersäule, ein Anschlagen zu verspüren. Mit ungefähr 5-6 kg Handkraft wurde an der Steuersäule weiter gezogen, wobei Säule und Mutter in der Anschlaglage stehen blieben. Auf kräftigeres Ziehen wurde zur Vermeidung von Schäden verzichtet.

Der EMPA-Bericht stellt fest: "Der Versuch ergibt, dass bei einer einmaligen gegebenen Lage der Mutter eine Behinderung der Höhensteuerbetätigung möglich ist, jedenfalls im Ruhezustand des Flugzeugs. Die Mutter liegt dabei auf einer schiefen Ebene, so dass beim Auftreten von Vibrationen eine stete Lageveränderung der Mutter als höchstwahrscheinlich anzunehmen ist. In der Praxis werden nicht die gleichen Verhältnisse wie hier vorliegen. Entsprechend ist das Resultat dieses Versuchs zurückhaltend zu beurteilen."

Auf eine Ergänzungsfrage hin konstatiert die Prüfstelle noch, dass - gleichwertig mit der erwähnten Hypothese - auch andere Verklemm-Möglichkeiten denkbar seien, z.B. zwischen zwei Segmenten oder zwischen den Seitenwänden und einem Umlenksegment.

55. Ergebnisse der aerodynamischen Untersuchungen

551. Wegen der erheblichen Unsicherheitsmarge in Bezug auf die tatsächliche Rollgeschwindigkeit beim Startabbruch wurde auch die Auswirkung des Bodeneffektes auf die Kopflastigkeit des Flugzeugs näher untersucht.

Sowohl die Auftriebswirkung des Flügels als auch die Druckverteilung am Rumpf werden beim Rollen durch die Bodennähe so beeinflusst, dass kopflastige Zusatzmomente entstehen, die mit wachsender Geschwindigkeit zunehmen.

Die Grösse dieser Momentenwirkung wurde nach theoretischen und experimentellen Unterlagen abgeschätzt; sie konnte anhand von Windkanalresultaten, die erst in letzter Zeit verfügbar wurden und die auf Messungen an einem dem Lear Jet 23 ziemlich ähnlichen Flugzeugmodell beruhen, verifiziert und bereinigt werden.

Nach dieser Untersuchung wären bei wesentlicher Überschreitung der normalen Abhebegeschwindigkeit kopflastige aerodynamische Zusatzmomente zu überwinden, welche die gleiche Grössenordnung erreichen wie das für den Unfallstart festgestellte statische Kopflastmoment aus dem Übergewicht und der übermässigen Schwerpunktsvorlage. Dieser Kopflast-Zuwachs wird jedoch durch das Höhenleitwerksmoment bei neutraler Start-Trimstellung von -3° weitgehend ausgeglichen und kann die Handkräfte nicht kritisch erhöhen.

552. Die gleichen Untersuchungen befassten sich auch mit der als "Luftkissen-Effekt" bekannten Erscheinung einer Auftriebserhöhung unter Einfluss der Bodennähe. Dieser Effekt tritt beim Flugzeug Lear Jet 23 zufolge der Tiefdeckeranordnung und des sehr niedrigen Fahrwerks besonders ausgeprägt auf, falls mit Landeklappenausschlag gerollt wird. Mit dem Startausschlag von 20° ergibt sich beim Ausrollen mit ausgefahrenen Spoilers ein Auftrieb von mindestens 2600 kg - 4200 kg bei Geschwindigkeiten von 120 bzw. 150 Knoten. Die zugehörige Reduktion des Raddruckes kann in Kombination mit einem "Wasserkissen" auf der Piste die Reibungswirkung stark benachteiligen und das Aquaplaning begünstigen, - eine Feststellung, die von einigen Lear Jet-Piloten aus praktischer Erfahrung bestätigt wird.

561. Allgemein

- "Rotationsgeschwindigkeit" (Rollgeschwindigkeit, bei der das Flugzeug zum Abheben rotiert werden soll) laut Flight Manual:
 - bei 12'500 lbs 128 kt
 - bei 13'084 lbs (extrapoliert) ca. 132 kt

- Kritische Triebwerksausfall-Geschwindigkeit V_1 (höchst Rollgeschwindigkeit für Startabbruch bei Triebwerksausfall; Zif. 253) laut Flight Manual, für Abflugverhältnisse Kloten beim Unfallstart:
 - bei 12'500 lbs 118 kt
 - bei 13'084 lbs (extrapoliert) ca. 122 kt

- Startrollstrecken und- Zeiten, berechnet für Druckhöhe Kloten beim Unfallstart, mit 13'084 lbs und Gegenwindkomponente 8 kt:
 - Bis 132 kt 630 m nach 18 sec
 - Bis 140 kt 720 m 19,5 sec
 - Bis 150 kt 840 m 20,5 sec

- Landerollstrecken bei trockener Hartbelagpiste, Gewicht 13'084 lbs, Druckhöhe Kloten wie beim Unfallstart, anhand des Flight Manuals für 13'084 lbs geschätzt und durch Nachrechnung überprüft:
 - ab 122 kt (V_1) 600 m
 - ab 140 kt 850 m
 - ab 150 kt 1000 m

Gemäss Flight Manual ist bei nasser Hartbelagpiste mit etwa 1,4 fachen, bei Frostgefahr mit mindestens etwa 1,7 fachen Landestrecken (ab 15 m Flughöhe) zu rechnen. Bezogen auf die Ausrollstrecken erhöhen sich diese Faktoren auf 1,65 bzw. 2,1.

Die gleichen Erweiterungsfaktoren für minimal erforderliche Lande- und Ausrollstrecken im Falle von Aquaplaning-Tendenz werden nochmals im "Operations Memorandum" Nr. 10 der Firma den Lear Jet-Piloten empfohlen, und zwar unter Bezugnahme auf Resultate aus ausgedehnten Versuchen der FAA. Das Memorandum betont für diesen Fall überdies, dass

... bei Wasserbelag auf der Piste für Lear Jet Flugzeuge mit Aquaplaning oberhalb von 90 - 95 kt gerechnet werden müsse,

... die Bremsen oberhalb 90 kt nicht betätigt werden sollen, weil sonst ein blockierter Bremszustand möglich sei im Augenblick, da der Reifen tatsächlich die Piste berührt,

... die Landeklappen rasch möglichst einzufahren seien, um den Raddruck zu erhöhen und möglichen Klappenbeschädigungen vorzubeugen.

562. Rechnerische Abschätzung des Unfallablaufes

Für die Unfallbedingungen, mit einem leerlaufenden Triebwerk und dem vorhandenen Gefälle sowie Landeklappen 20° aus und Spoilers aus, ergeben vorsichtige rechnerische Abschätzungen, dass das Flugzeug am Pistenende mit mindestens 90 - 100 kt ins Wiesland gerollt sein muss, wenn angenommen wird, dass es mit einer Endgeschwindigkeit von 25 kt an der Kabelrolle aufgeprallt sei. Nach den Stoss- und Schadenwirkungen muss dieser Aufprall eher mit höherer Geschwindigkeit erfolgt sein. In der Wiese wurde die Bremswirkung der sehr kleinen, tief einsinkenden Räder noch durch den Schlagbruchwiderstand der 6 Lampenmasten vermehrt.

Die weitere Berechnung für die Verzögerung auf der Piste hat, trotz der nur mässigen Niederschlagsmenge, den Einfluss des Wasserfilmes zu berücksichtigen. Dieser mag sowohl durch Schneekristalle wie auch durch eine dem Pisten-Quergefälle entgegenwirkende Windkomponente von rund 12 kt am Abfliessen behindert gewesen sein.

Wenn ein zeitweiliges Aquaplaning und deshalb ein mittlerer Reibungskoeffizient von etwa 0,15 in Rechnung gestellt wird (0,10 am Anfang und 0,20 am Ende der Verzögerungsstrecke auf der Piste), so hätte ein Übergang von Beschleunigung zu Verzögerung bei 150-155 kt stattgefunden. Als zeitlicher Ablauf ergäbe sich etwa:

<u>Ort</u>	<u>Pistenanfang</u>	<u>Startabbruch</u>	<u>Pistenende</u>	<u>Aufschlag an Kabelrolle</u>
Distanz	0	870 - 940 m	2500 m	2700 m
Geschw.	0	150 - 155 kt	95 kt	25 kt

Zeit	0	20 - 21 sec	46 - 48	50 - 55 sec
			sec	

563. Zum Abheben (Rotieren) des Flugzeugs von der Piste erforderliche Handkräfte

563.1 Die Startversuche der Lear Jet Corp., die mit gleicher Belastung und Trimmung wie der Unfallstart ausgeführt wurden, sollen zu folgenden Werten geführt haben:

Handkraft	84 lbs	bei V_R	130 kt
	103 lbs		140 kt
	130 lbs		150 kt

Vergleichsweise nennt Lear für den ungünstigsten Zustand des Zulassungsbereiches, d.h. maximales Startgewicht, Schwerpunkt vorn und kopflastigste Trimmung im grünen Bereich (-2°), als Handkraft 50 lbs bei 130 kt.

563.2 Auf Ersuchen der schweizerischen Untersuchungsbehörde wurden am 28. Oktober 1966 in Salina, Kansas Airport, von einem Versuchspiloten der Federal Aviation Agency der USA die Handkräfte gemessen, die zum Rotieren des Flugzeugs bei verschiedenen Rollgeschwindigkeiten erforderlich sind. Der erwähnte Flughafen liegt auf 386 m/M. Gestartet wurde mit dem maximal zulässigen Abfluggewicht in Richtung Nord, bei einer Windstärke von 20 kt aus Richtung 030° . Bei allen 4 Starts betrug die Lufttemperatur $73^\circ F = 23^\circ C$. Diese Versuche zeitigten folgende Ergebnisse:

<u>Schwerpunktslage</u>	<u>Trimmung</u> <u>(s. 222)</u>	<u>Rotation</u> <u>bei V_R</u>	<u>Handkraft</u>
vorderste zulässige	Mitte grüner Bereich (-3°)	134 kt	50 lbs = 22,6 kg
Do.	Do.	150 kt	45 lbs = 20,4 kg
Do.	Do.	160 kt	48 lbs = 21,7 kg
etwa 1,3 cm vor der vordersten	untere Grenze des grünen Bereiches (-	134 kt	60 lbs = 27.2 kg

zulässigen Lage 2°)

Der Pilot der FAA bescheinigte, dass keiner dieser Starte irgendwelche Schwierigkeiten bereitete. Er kam zur Auffassung, dass auch ein Pilot mittlerer Fähigkeiten das Flugzeug bis zu Geschwindigkeiten von 40 kt über der vorgeschriebenen Abhebegeschwindigkeit mit Leichtigkeit rotieren kann.

57. Angaben des Piloten zum Abhebeversuch

Bei den ersten Einvernahmen sagte der Pilot aus, dass die "eigentliche Abhebegeschwindigkeit laut Flughandbuch 130 kt" betrage. "Ich gehe aber immer etwas höher, so zwischen 135 und 140 kt. In diesem Moment wollte ich die Maschine durch Anziehen des Höhensteuers vom Boden abheben. Ich zog das Höhensteuer mit beiden Händen gegen mich an und spürte nach meiner Schätzung bei der Stelle, die 5 cm gegen mich über der Mittelstellung lag, eine Art Anschlag. Ich habe den Widerstand ... nicht mit aller Kraft zu überwinden versucht. Ich sagte mir, wenn ich das tue, würde eine viel gefährlichere Lage entstehen. ..."

Bei der späteren Befragung vor der Untersuchungskommission - unter Vorhalt des oben zitierten Protokolls - hielt der Pilot fest, dass er nach seiner Erinnerung das Steuer nur mit der linken Hand und nicht zweihändig geführt habe, im manuellen Versuch demonstrierte er die Handkraft, die er beim Verspüren des "Anschlags" ausübte, zu 3 - 5 kg.

Zur Bremsung sagte er aus, dass er "von Anfang des -Abbruchs des Startmanövers bis zum Stillstand des Flugzeugs auf der Bremse" stand. Darauf habe das Flugzeug nicht spürbar reagiert, während normalerweise - nach seiner Ansicht "auch bei analogen Belastungen und in einzelnen Fällen bei strömendem Regen" - eine deutliche Nickbewegung und ein "In die Knie-Gehen" des Flugzeugs eintrete.

58. Untersuchungsergebnis bezüglich Bremsspuren auf der Piste.

Die auf Veranlassung des Untersuchungsleiters vorgenommene "Sicherung und Beurteilung der auf der Piste gefundenen Bremsspuren" durch den Wissenschaftlichen Dienst der Stadtpolizei Zürich ergab Folgendes:

Deutliche Abriebsspuren von Pneu des Unfallflugzeuges waren in 30 m und rund 50 m vor dem Pistenende zu konstatieren, "Weiter rückwärts jedoch war es nirgends möglich, auch nur die geringsten Abriebsspuren der verunfallten Maschine zu erkennen."

Die Zuordnung der Spuren zum Flugzeug war mittels chemischer Analyse (Emissionsspektroskopie) sowie anhand von Pneubreite und Spurweite eindeutig möglich.

Der Untersuchungsbericht des WD kommt zum Schluss, dass bei einem allfälligen Bremsvorgang keine Radblockierung stattgefunden habe (was dank Antiskid-Ausrüstung auch nicht zu erwarten wäre), dass aber auch ein Aquaplaning auf der regennassen Piste nicht ausgeschlossen sei. Der Beginn des Bremsvorganges lasse sich deshalb spurenmässig nicht belegen.

59. Zur Frage des Wassergleitens (Aquaplaning, Hydroplaning)

591. Aus einer zusätzlichen Untersuchung zum anfälligen Aquaplaning ergab sich, dass ein 'Wassergleiten' mit grösster Wahrscheinlichkeit eingetreten ist.

Ein Hauptargument lieferte das vom üblichen Bild abweichende Aussehen der Schürfspuren im Bereich der Pneu-Auflageflächen: Neben unverletzten Zonen, die offenbar durch einen Wasser-Schmierfilm gegen Abschleiß geschützt waren, liegen stark angefressene Stellen mit unverkennbaren Anzeichen von hydrodynamischer Erosionswirkung. Auch die Verteilung dieser Zonen in Relation zu kanalisierenden Längsrillen des Pneu Profils weist eindeutig auf Strömungsabläufe hin, wobei Querstege, die die Rillenkanäle in grösseren Abständen unterbrechen, zufolge Stauwirkung erkennbar in ungünstigem Sinne mitspielen.

Auch die bei Hydroplaning anormal weite Breitenerstreckung der Schürfzone in die Pnenschultern hinaus lässt sich aus dem besonderen Belastungszustand und den Auflagereaktionen des elastischen Pneu in Verbindung mit dem Schmierfilm erklären.

592. Erkenntnisse aus dem technisch sehr weitgehend erforschten Gebiet der flüssigen und halbflüssigen Reibung bei Gleitlagern u.a. lassen in Übertragung auf Pneuereifen folgern, dass beim Wassergleiten eine Auftriebskraft hauptsächlich im vorderen

Bereich der Auflagefläche Pneu/Piste entsteht; das resultierende Drehmoment bringt das abrollende Rad bei gelöster Bremse - allenfalls nach Antiskid-Funktion - zum Stillstand, unter Umständen sogar zu einigem Rückwärtsdrehen. Diese Hypothese steht im Einklang mit Beobachtungen bei eingehenden Aquaplaning Tests der NASA.

Im Fall des Startabbruchs mit anschliessendem Aquaplaning wird somit der Übergang von totalem Gleiten auf partielle Bodenberührung und Scheuerwirkung am praktisch stillstehenden Bad einsetzen. Hieraus erklärt sich die Begrenzung vor Schürf- und Strömungsbildern auf ein enges, ungefähr der Standfläche des Pneus entsprechendes Segment.

593. Die Übergangsphase von flüssiger auf halbflüssige, d.h. stellenweise trockene Reibung tritt ein, wenn die Vorwärtsgeschwindigkeit soweit abgefallen ist, dass die Tragfähigkeit des Wasserfilmes ungenügend wird. Die Minimalgeschwindigkeit für Aquaplaning liegt bei Lear Jet 23 nach Angabe der Firma Lear (s. 561) bei 90-95 kt, nach Vergleichswerten einer Konkurrenzfirma sogar bei 83 kt.

Diese Grenzwerte beziehen sich auf den Landezustand, mit vollem Landeklappenausschlag und maximaler Radentlastung durch Flügelauftrieb. Auf den Startzustand (halben Winkelausschlag der Landeklappen; höhere Radlasten) bezogen und unter Berücksichtigung anderer Faktoren, verlagert sich die kritische Grenze auf einen Bereich zwischen 90 - 105 kt, eine Geschwindigkeitsspanne, die nach den rechnerischen Abschätzungen des Unfallablaufes erst im allerletzten Teil der Startpiste erreicht worden sein kann (s. 562).

Die Untersuchungsergebnisse über Pneuabrieb auf der Piste (s.58) stimmen mit dieser Hypothese gut überein.

594. Es erscheint als fraglich, ob die Voraussetzungen für ein Aquaplaning in Bezug auf Wasserbelag der Piste erfüllt waren. Neben einer rückstauenden Seitenwindkomponente (s. 562) behinderten jedoch weitere Faktoren den Wasserabfluss, und zwar Einflüsse vonseiten der Pistentemperatur. Diese lag ohne Zweifel unterhalb der gemessenen Lufttemperatur von 2-3 °C. Nach andauerndem Regen- und Schneefall mit Wärmeentzug durch Aufschmelzen von Schneeflocken konnte die Pistenoberfläche nur

noch unwesentlich über dem Gefrierpunkt sein, so dass für den weiteren Schmelzvorgang kein genügender Wärmeüberschuss verfügbar war. Der Belag dürfte somit von einigem Nass-Schnee-Matsch durchsetzt gewesen sein, was einerseits die für die Tragfähigkeit des Schmierfilmes massgebende Zähigkeit der Flüssigkeit erhöhte und andererseits das Abfliessen verzögerte. Bezeichnenderweise ist beim Jetluftverkehr für Start und Landung der Pistenzustand vom Piloten im einschränkenden Sinne zu berücksichtigen, der bis zum absoluten Lande- bzw. Startverbot führen kann. So ist beim Start auf nasser Piste und Lufttemperaturen unterhalb + 4,5°C (adverse condition) im Falle eines Startabbruches eine dem Startgewicht entsprechende zusätzliche Rollstrecke zur normal benötigten Pistenlänge hinzuzurechnen.

595. Für die Entlastung der Räder durch Flügelauftrieb muss hier ein Klappenausschlag von 20° in Rechnung gestellt werden. Der nach dem Unfall festgestellte Landeklappenwinkel von nur 10° - gegenüber vorhandener und vorschriftsgemässer Hebelstellung für 20° (s. 51) - muss Deformationsvorgängen durch späteres An- und Aufschlagen zugeschrieben werden.

6. DISKUSSION

61. Der Pilot begründete seinen Entschluss, den Start abbrechen, mit dem anschlagartigen Widerstand, den er beim Anziehen des Handrades zum Rotieren des Flugzeugs verspürte, sowie mit einem gleichzeitig wahrgenommenen ungewohnten Rauschen unter dem Instrumentenbrett und einem Warmluftstrom an den Füßen.

62. Für die Untersuchungsbehörde erhob sich die Frage, ob

- das Übergewicht von 265 kg,
- die Überschreitung der für Volllast zulässigen vordersten Schwerpunktslage um ca. 2 cm,
- die aerodynamischen Kräfte infolge Bodeneinfluss auf Rumpf und Flügel bei Überschreitung der vorgeschriebenen Rotationsgeschwindigkeit V_R

gesamthaft nicht eine so grosse Steigerung der zum Rotieren erforderlichen Handkraft bewirkt haben könnten, dass sie dem Piloten einen Anschlag vorzutäuschen vermochten.

Eingehende Untersuchungen im Rahmen der Kommission sowie die Handkraftmessungen, welche die FAA auf Ersuchen der schweizerischen Untersuchungsbehörde durchführte (s.563.2), erwiesen aber, dass diese Einflüsse wohl eine spürbare Handkraftsteigerung, jedoch auch in ihrer Summation keine ernsthafte Behinderung der Rotation des Flugzeugs verursachen konnten.

Die erheblich abweichenden Messergebnisse der Lear Jet Corp. sind nach Auffassung der Kommission nicht schlüssig und lassen sich nur zu einem kleinen Teil durch Unterschiede der Rotationsart erklären.

63. Das Auftreten eines anschlagartigen Widerstands beim Anziehen der Steuersäule trotz vorgängig festgestellter einwandfreier Beweglichkeit aller Steuerorgane dürfte daher durch die lose Mutter im Steuerschacht verursacht worden sein (s. 53), die sich hier auf verschiedene Arten verklemmen und dadurch die Höhensteuerung behindern konnte.

64. Die Handkraft von 3-5 kg, die der Pilot aufgewendet haben will, als er einen anschlagartigen Widerstand verspürte, ist wesentlich geringer als die Handkraft von rund 25 kg, die zum Rotieren des Flugzeugs bei 135-140 kt erforderlich gewesen sein dürfte (s. 563.2). Es scheint dies zu bestätigen, dass dieser Widerstand bereits im ersten Viertel der zum Rotieren erforderlichen Höhensteuerbewegung auftrat (s. 54).

Der viel später vorgenommenen Handkraftdemonstration des Piloten muss immerhin eine erhebliche Unsicherheitsspanne zugebilligt werden.

65. Rekonstruktionsversuche ergaben, dass die Ursache des Rauschens und des warmen Luftstroms im versehentlichen Offenlassen des Ventils lag, dass warme Kompressorluft zu den Frontscheiben führt und das gemäss FM - wie auch in auffallender Anschrift am Schalttableau vermerkt ist - nicht geöffnet werden darf, wenn die Triebwerke beim Rollen mit mehr

als 70 % und im Flug mit mehr als 90 % der Höchstdrehzahl laufen (s. 253).

66. Der Pilot war zweifellos instruiert über die Betriebseinschränkungen der Frontscheiben-Enteisungsvorrichtung, sind sie doch in den Betriebsvorschriften zweifach als Warnung - in den Checks sowohl vor dem Rollen als auch vor dem Starten - hervorgehoben (s. 253). In der Arbeitscheckliste des Piloten fehlte aber ein Hinweis auf diese Betriebseinschränkung.

67. Wenn das Abheben gemäss Angaben des Piloten bei etwa 135 - 140 kt eingeleitet wurde und hierauf das Erkennen des ungewohnten Handkraftverlaufs und sonstiger Unregelmässigkeiten, das Realisieren einer Gefahr, die Entschlussfassung und die Reaktionszeit insgesamt 3 Sekunden beanspruchten, so müsste das Flugzeug bis zum Zeitpunkt der Leistungsreduktion bereits auf 150-160 kt beschleunigt haben, beträgt doch seine sekundliche Geschwindigkeitszunahme während des Starts mehr als 6 Knoten! Bis zu diesem Zeitpunkt hätte das Flugzeug 900 - 1000 m zurückgelegt.

68. Das Rückstellen der Leistungshebel auf Leerlaufstellung und das Abstellen der Triebwerke, das dem Piloten nur mit Verzögerung (unter leichtem Wiedergasgeben) und auch so nur für eines der beiden Triebwerke gelang und das Ausfahren der Spoilers mögen weitere 2-3 Sekunden und daher eine zusätzliche Rollstrecke von rund 200 m in Anspruch genommen haben. Für das Ausrollen standen somit auf der Piste höchstens noch 1300-1400 m zur Verfügung, - eine unter den gegebenen Bedingungen weit ungenügende Verzögerungsstrecke.

69. Für die Vernichtung der kinetischen Energie war es nachteilig, dass das zweite Triebwerk weiterhin seinen Leerlaufschub von etwa 90 kg lieferte und weit schwerwiegender, dass die Landeklappen nicht eingefahren wurden, wie es die Vorschriften verlangen (s. 253 & 561).

610. Es ist zu beanstanden, dass im AFM unter "PERFORMANCE" (s. 253) für einen Startabbruch aus beliebigem Grund, bei oder vor

Erreichung von V_1 , das Schliessen der Landeklappen unerwähnt bleibt. Die Gefahr hinsichtlich Aquaplaning wurde indessen erst in jüngerer Zeit voll erkannt und dann den Lear-Piloten mittels "Operation Memorandum" (s. 561) zur Kenntnis gebracht. Bei Startabbruch nach Triebwerkstörung ist übrigens das Klappenschliessen im AFM vorgeschrieben.

Der Startabbruch weit oberhalb V_1 , also mit weit höherem Flügelauftrieb als in den verwarnten Fällen, hätte dem Piloten vermehrte Veranlassung geben müssen, diesen Vorschriften und Empfehlungen nachzuleben.

611. Dass das Aquaplaning beim Verzögerungsvorgang nach Startabbruch eine wesentliche Rolle spielte, kann nach zahlreichen, übereinstimmenden Indizien nicht bezweifelt werden. Ohne dieses Wassergleiten wäre das Überschiessen der Piste kaum oder nur mit stark ermässiger Geschwindigkeit eingetreten und der spätere Aufprall mit seinen tragischen Folgen mit grösster Wahrscheinlichkeit nicht erfolgt.

Andererseits wäre bei richtiger Beachtung und Befolgung der Vorschriften (Erhöhung der Radlast durch Klappenschliessen) die Auswirkung des Aquaplaning erheblich gemindert worden.

612. Bei der Durchführung der Startabbruchoperation mangelte es entschieden an einer eingespielten Zusammenarbeit der Besatzung (s. 211). Normalerweise werden Spoilers und Landeklappen mindestens in Notfällen vom Co-Piloten bedient. Fehlt es an einer solchen Zusammenarbeit, so wird der Kommandant bei der Handhabung von Flugzeugen dieser Klasse unter erschwerten Bedingungen, wie im vorliegenden Startabbruch, zweifellos überfordert. Ein sofortiges und zweckmässiges Handeln im Notfall setzt bei so komplexen Ausrüstungen und derart hochgezuchteten Leistungen voraus:

- eine absolut schulmässige Zusammenarbeit der Besatzungsmitglieder,
- eine sorgfältige Flugvorbereitung,
- die gewissenhafte Respektierung der Bedienungs Vorschriften.

613. Die Feststellungen zur gesamten Rollstrecke rufen der

Frage, ob der Pilot angesichts des schlechten Wetters und der recht hohen Zuladung – er hatte keinen Ladeplan erstellt und scheint sich der Überlast nicht bewusst gewesen zu sein – für den Start nicht die 3'700 m lange Piste 16 hätte wählen sollen.

Die Vorschrift für die Wahl der Piste zum Start mehrmotoriger Flugzeuge geht von der Annahme aus, dass ein Triebwerk in jenem Augenblick ausfalle, in dem eine Fortsetzung des Starts nach Ausfall eines Triebwerks noch möglich ist. Für ein vollbeladenes Flugzeug Lear Jet 23 beträgt diese kritische Geschwindigkeit V_1 118 kt. Die zugehörige Beschleunigungs- und Bremsstrecke beträgt aber, selbst ohne Gegenwind und auf nasser Piste, ungefähr 2'000 m. Es ist somit nicht zu beanstanden, dass der Pilot die Zuweisung der 2'500 m langen Piste 28 ohne Widerspruch hingenommen hat, wobei dahin gestellt bleiben muss, ob der Pilot überhaupt eine kritische Überprüfung der Pistenlänge vorgenommen hat.

614. Wenngleich Übergewicht und unzulässig grosse Schwerpunktsvorlage mit dem Startunfall nicht in ursächlichem Zusammenhang zu stehen scheinen, so muss doch hervorgehoben werden, dass jegliche Nachprüfung von Fluggewicht und Schwerpunktslage vor dem Start in Kloten unterblieb (s. 3) und dass die dem Flugzeugeigentümer vom Piloten erteilte Auskunft, 9 Insassen seien erlaubt, mit den Zulassungsbedingungen des Flugzeugs nicht in Einklang steht, eine Auskunft, die der Flugzeugeigentümer, selbst Inhaber fliegerischer Ausweise, sich vermutlich auch selbst hätte geben können.

7. SCHLUSS

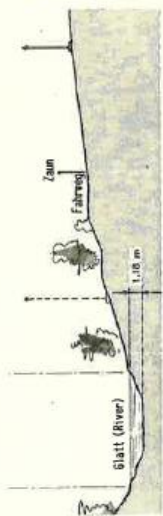
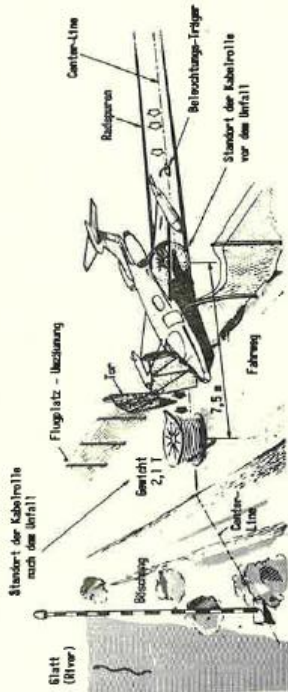
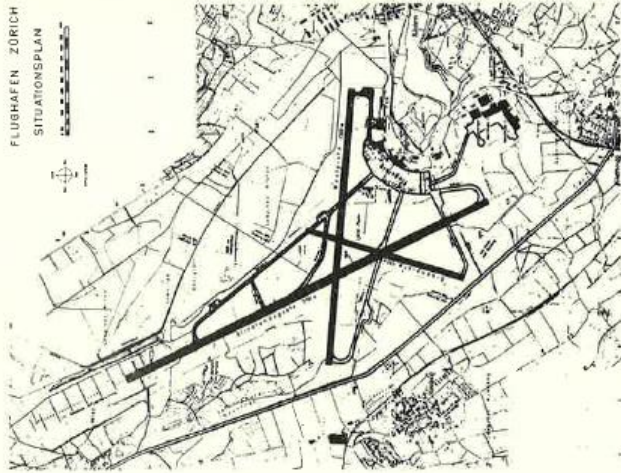
Der Unfall ist darauf zurückzuführen, dass sich der Pilot auf nasser Piste mit unzulässig beladenem Flugzeug zum Startabbruch veranlasst sah, als er beim Rotieren mit hoher Rollgeschwindigkeit eine ungewohnte, anschlagartige Zunahme der Handkraft verspürte, die wahrscheinlich auf einer Funktionsbehinderung von Steuerorganen durch einen Fremdkörper beruhte. Handhabungsfehler des Piloten und fehlende Zusammenarbeit mit der Co-Pilotin spielten mit eine Rolle beim Entschluss zum Startabbruch, beim Bremsvorgang und beim Überschliessen der

Piste mit hoher Geschwindigkeit.

Luzern, den 14. Juni 1967

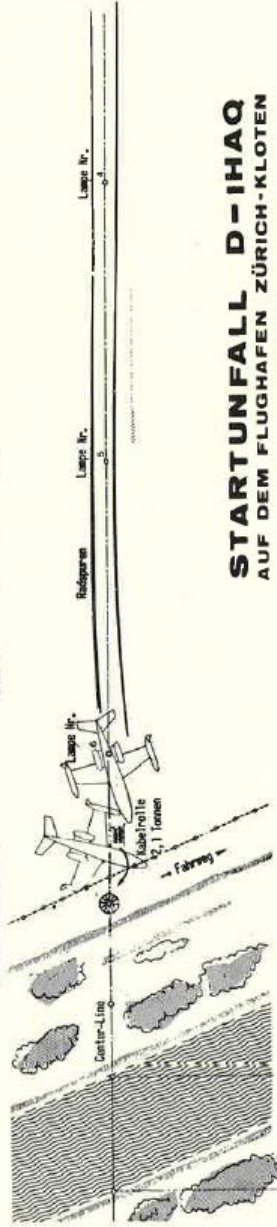
Ausgefertigt am 24. Juni 1967

Ähnliche Fälle: keine



SITUATION

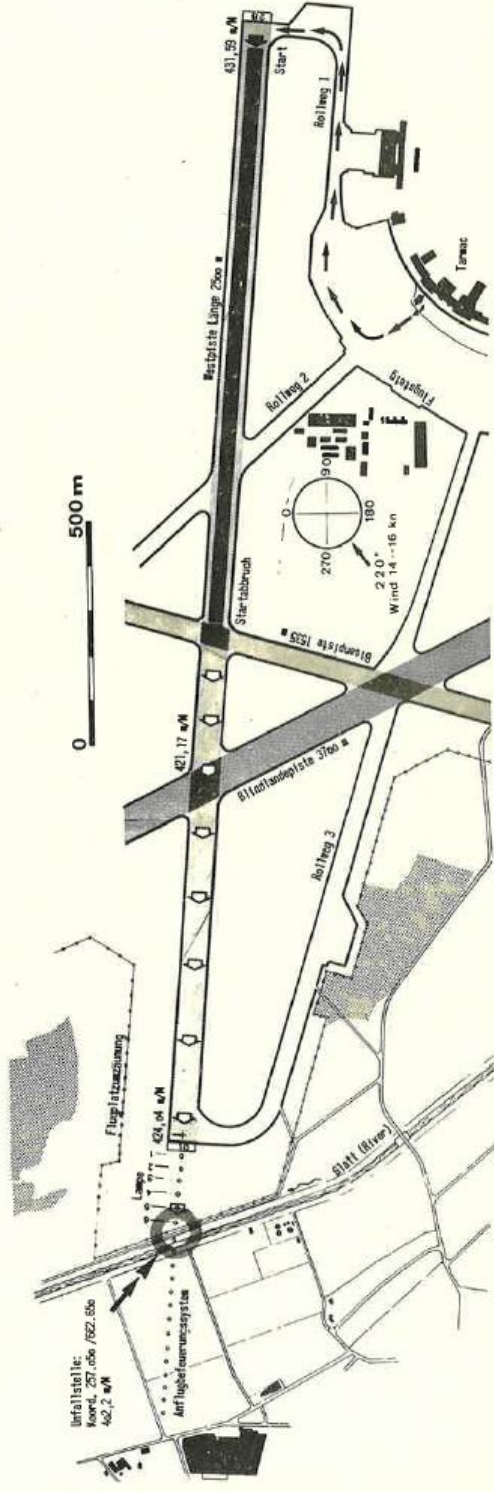
0 15 m



**STARTUNFALL D-IHAQ
AUF DEM FLUGHAFEN ZÜRICH-KLOTEN**

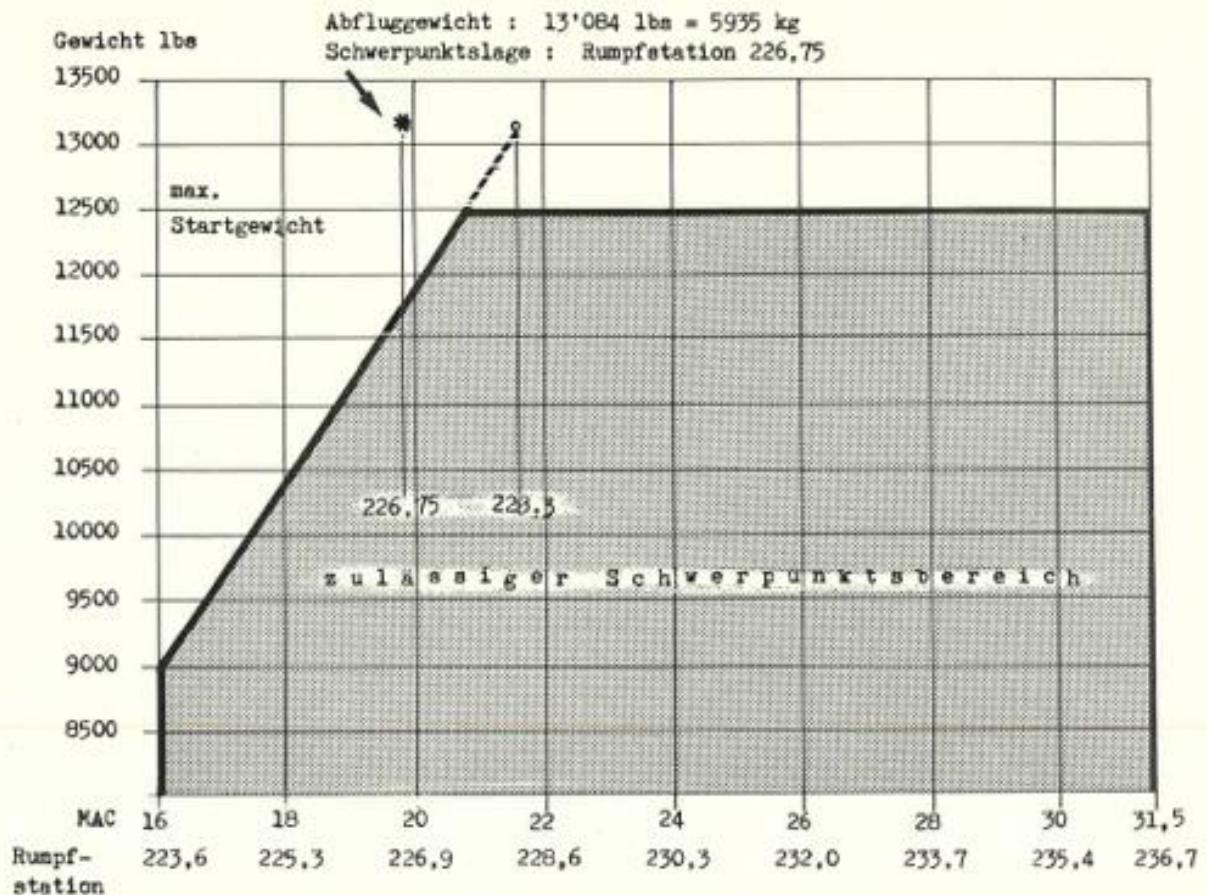
am 12.12.65

0 500 m

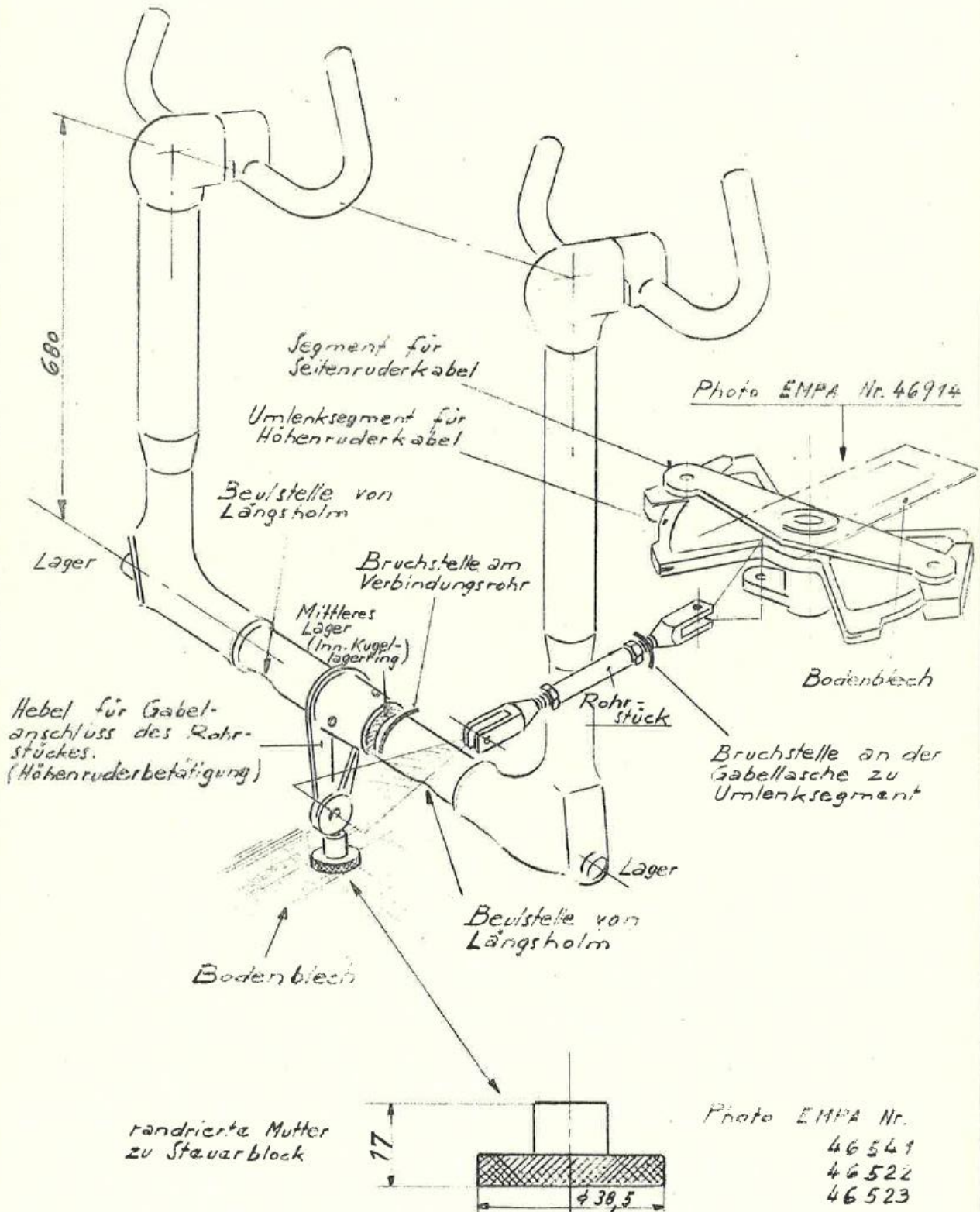


Abfluggewicht und Schwerpunktslage beim Flugunfall D - I H A Q

Z u l a d u n g	kg	Gewicht lbs	Arm inch	Moment lbs.inch	B e m e r k u n g e n
Rüstgewicht		6844	234,189	1'602'790	Aus "Weighing Record" vom 14.4.65 knieend, hinten zwischen Besatzung. vorne rechts Mitte hinten
Pilot	77	170	103	17'510	
Handbuch	4	9	103	927	
Co-Pilotin	65	143	103	14'729	
Passagier 6	76	168	113	18'984	
Passagier 2	82	181	132	23'982	
Passagier 5	104	229	167	38'243	
Passagier 3	82	181	167	30'227	
Passagier 7	56	123	210	25'830	
Passagier 4	75	165	210	34'650	
Passagier 1	59	130	210	27'300	
Bordbuffet	10	22	114	2'508	
Gepäck	118	260	252	65'520	
Ersatzrad	10	22	318	6'969	
Zero fuel weight		8647	220'88	1'910'079	voll 200 lbs für Rollen zum Start verbraucht
Treibstoff :					
- Flügeltanks		2252	235'40	530'121	
- Flügelspitzentanks		2185	241'13	526'869	
Abfluggewicht		13084	226'75	2'967'069	



Schema - Skizze der Prüfobjekte



Auftrags-Nr.
39098

Auftraggeber: Eidg. Verkehrs- & Energiedep.
Büro für Flugunfalluntersuchungen

Gezeichnet:
21.3.66

Zeichnungsnummer:
4-91429