



Schlussbericht der Eidgenössischen Flugunfall-Untersuchungskommission

über den Unfall

des Swissair-Flugzeuges Convair Convair 30 A CV-990 A "Coronado" HB-ICD

vom 21. Februar 1970

bei Würenlingen / AG

Sitzung der Kommission

21./22. April 1972

Inhaltsverzeichnis

- 0. ZUSAMMENFASSUNG
- 1. UNTERSUCHUNG
- 2. ELEMENTE
 - 2.1 Beteiligte
 - 2.1.1 Besatzung
 - 2.1.2 Fluggäste
 - 2.1.3 Bodenpersonal
 - 2.2 Flugzeug HB-ICD
 - 2.2.1 Allgemeines
 - 2.2.2 Charakteristik
 - 2.2.3 Lebenslauf des Flugzeuges
 - 2.3 Gelände
 - 2.4 Wetter
 - 2.5 Vorschriften
 - 2.6 Organisation
 - 2.7 Infrastruktur
- 3. VORGESCHICHTE UND FLUGVERLAUF
 - 3.1 Vorgeschichte
 - 3.2 Flugverlauf
- 4. SCHÄDEN
 - 4.1 Personenschäden
 - 4.2 Luftfahrzeugschäden
 - 4.3 Bodenschäden
- 5. SPÄTERE FESTSTELLUNGEN
 - 5.1 Flugzeugtrümmer
 - 5.1.1 Zerstörungszonen am Absturzort

- 5.1.2 Trümmerlage
- 5.1.3 Zerstörungsgrad
- 5.2 Angaben von Zeugen
 - 5.2.1 Flugzeugwartung
 - 5.2.2 Post und Fracht
 - 5.2.3 Flug
 - 5.2.4 Funkempfang auf dem Flughafen Basel-Mülhausen
- 5.3 Seismologische Feststellungen
- 5.4 Flugsicherung
- 5.5 Technische Untersuchungen
 - 5.5.1 Flugdatenschreiber
 - 5.5.2 Flugzeugzelle
 - 5.5.3 Triebwerke
 - 5.5.4 Systeme
 - 5.5.5 Mutmasslicher Flugzustand im letzten Teil des Flugweges
 - 5.5.6 Auswirkungen eines geöffneten Cockpitfensters
- 5.6 Spurenanalyse
 - 5.6.1 Meteorologische Einflüsse auf die Trümmerteile
 - 5.6.2 Explosion beim Aufschlag
 - 5.6.3 Der primäre Brandherd
 - 5.6.4 Ausdehnung des Primärbrandes im Zeitpunkt des Absturzes
 - 5.6.5 Primärexplosion
 - 5.6.6 Verqualmung im Flugzeug
 - 5.6.7 Spurenbildvergleich der Sprengstoffanschläge vom 21. Februar 1970 auf Caravelle Austrian Airlines (AUA) und HB-ICD
- 5.7 Human Factors
 - 5.7.1 Cockpit-Besatzung
 - 5.7.2 Befund an der Unfallstelle
 - 5.7.3 Pathologisch-anatomischer Befund
 - 5.7.4 Verdampftes und verbranntes Skydrol

5.7.5 Beurteilung des Sprechfunkverkehrs

5.8 Polizeiliche Ermittlungen

6. DISKUSSION

6.1 Besatzung

6.2 Flugzeug

6.3 Infrastruktur und Flugsicherung

6.4 Zeugenaussagen

6.5 Technische Untersuchungen

6.5.1 Flugzeugzelle

6.5.2 Triebwerke

6.5.3 Systeme

6.5.4 Öffnen eines Cockpitfensters

6.5.5 Flugdatenschreiber

6.6 Flugverlauf

6.7 Spurenanalyse

6.8 Rauch im Flugzeug

7. SCHLUSS

0. ZUSAMMENFASSUNG

- 0.1 Am Samstag, den 21. Februar 1970, landete das Flugzeug Convair 30 A (CV-990 A "Coronado") HB-ICD um 1123 Uhr¹ aus Ankara und Istanbul kommend (Kurs SR 321) auf dem Flughafen Zürich. Das Flugzeug wurde entladen, ordnungsgemäss kontrolliert aufgetankt und beladen.
- 0.2 Es startete um 1214 Uhr nach Tel Aviv (Kurs SR 330). Ausser den 9 Besatzungsmitgliedern mit dem Flugkapitän als Kommandant befanden sich 38 Passagiere sowie Gepäck, Fracht und 18 Postsäcke an Bord.
- 0.3 Sieben Minuten nach dem Start meldete die Besatzung eine Kabinendruckstörung und teilte mit, sie werde nach Zürich zurückfliegen. Das Flugzeug befand sich im Raume über Brunnen/SZ in einer Höhe von etwa 4'300 m/M. Es erhielt von der Flugsicherung die Weisung, nach rechts auf Kurs 335 Grad für einen ILS Anflug auf Piste 16 zu drehen.
- Die Besatzung bestätigte diese Anweisung und meldete 9 Minuten nach dem Start, sie vermute eine Explosion im hintern Frachtraum. Zurzeit sei an Bord alles in Ordnung. Verlangt wurde aber die Freigabe für ein sofortiges Absinken und die Bereitstellung der Feuerwehr bei der Landung.
- Drei Minuten später verlangte die Besatzung eine polizeiliche Untersuchung des Vorfalles.
- Kurz darauf teilte die Besatzung mit, sie habe Feuer an Bord, und verlangte eine unverzügliche Landung, worauf sie Freigabe zum weiteren Absinken erhielt. Von der Flugsicherung wurde sofort die örtliche Wettersituation über dem Flughafen geprüft und die Piste 16 für einen Instrumentenanflug bestimmt. Die geschlossene Wolkendecke lag 500 m über Grund, es regnete, die Windgeschwindigkeit betrug 26 - 38 kt aus Richtung Südwest, die horizontale Sicht 12 km.
- 12 Uhr 26 min 20 s meldete die Besatzung, sie befinde sich in einer Notlage, worauf der gesamte Abflugverkehr auf dem Flughafen Zürich gesperrt wurde.
- Eine Minute später gab die Besatzung durch, dass die Bord-Navigationsanlage nicht in Ordnung sei. Sie verlangte einen Radar-Anflug.
- 12.28.20 meldete die Besatzung Ausfall im elektrischen System. Die

¹ Alle Zeitangaben GMT (Greenwich Mean Time) = 1 Stunde vor Lorkalzeit (Mittleuropäische Zeit)

Anflugleitung verwies darauf den ankommenden Flugverkehr in die Warteräume, um die ungehinderte Landung der SR 330 sicherzustellen.

Ab 12.28.30 bis 12.30.50 erfolgte keine Meldung vom Flugzeug, weshalb die Anflugleitung von sich aus die Freigabe für das Absinken auf 4000 ft bekanntgab. Eine Bestätigung der Besatzung blieb aus. Die Anflugleitung stellte fest, dass SR 330 vom anfänglich gehaltenen Kurs von 330 Grad nach Westen abwich.

12.30.50 rief SR 330 unerwartet auf der Frequenz der Platzverkehrsleitung auf. Die Besatzung meldete, sie befinde sich auf einer Höhe von 6000 ft und nehme an, auf Kurs 329 Grad zu fliegen. Bei dieser Durchgabe flog SR 330 parallel zur Lägern, Grundkurs West.

12.31.10 wurde die Besatzung aufgefordert, auf Kurs 330 Grad zu drehen und auf 4000 ft abzusinken. Diese Meldung wurde von der Besatzung bestätigt. Die Anflugleitung stellte jedoch am Radar fest, dass keine Reaktion auf diese Kursangabe erfolgte. Sie nahm deshalb an, das Flugzeug sei nicht mehr steuerfähig oder habe Kompass-Schwierigkeiten. Die Anflugleitung informierte die Besatzung über diese Feststellung und forderte sie auf, nach rechts zu drehen bis Stopp durchgegeben werde. Diese Aufforderung wurde um 12.32.00 wiederholt. Die Besatzung quittierte und erkundigte sich nach ihrem Standort. Die Anflugleitung meldete, SR 330 sei soeben über Baden, und forderte die Besatzung auf, die Drehung zu stoppen. Anschliessend wurde SR 330 angewiesen, nach rechts auf Kurs 360 Grad zu drehen.

12.32.50 wurde SR 330 wiederholt angefragt, ob sie einen kurzen oder normalen Endanflug wünsche. Eine Antwort erfolgte nicht.

12.33.00 meldete die Besatzung nach einer nicht verstandenen Einleitung: "Notlage, wir haben Rauch an Bord, ich kann nichts mehr sehen."

12.33.10 konnte auf dem Radarbildschirm festgestellt werden, dass die HB-ICD erneut nach Westen abwich, weshalb sie unverzüglich aufgefordert wurde, auf Kurs 080 Grad zu drehen. Diese Meldung wurde nicht quittiert. Das Flugzeug kurvte weiter nach links.

12.33.24 meldete der Copilot: SR 330 stürzt ab. In diesem Zeitpunkt war das Flugzeug auf dem Radarbildschirm noch eindeutig festzustellen mit Grundkurs Süd in Linkskurve.

12.33.40 meldete sich der Kommandant zum letzten Mal und teilte mit, er reduziere die Leistung, könne nichts mehr sehen, und verlangte die Freigabe für eine geringere Höhe. Kurz darauf erlosch das Radar-Echo. Die Platzverkehrsleitung löste daraufhin sofort Grossalarm aus.

- 0.4 Im Raume Klingnau kam das Flugzeug aus der Wolkendecke heraus, beschrieb absinkend eine Linkskurve und raste mit grosser Geschwindigkeit um 12.34.14 Uhr in den Wald, WNW der Ortschaft Würenlingen. Der Absturz wurde von mehreren Zeugen beobachtet.
- 0.5 Sämtliche Insassen wurden getötet, das Flugzeug zerstört, Gepäck, Fracht und Post weitgehend vernichtet. Am Boden entstand schwerer Waldschaden, jedoch keine Grundwasserverschmutzung.
- 0.6 Die Untersuchung hat eindeutig ergeben, dass die Explosion eines Sprengkörpers im hintern Frachtraum einen Brand auslöste. Es wurden Strukturteile im Bereich der Ecke vorne oben rechts des hinteren Frachtraumes gefunden, die 11 bis 13 Minuten vor dem Aufprall unter einer Hitzeeinwirkung von über 530°C gestanden hatten. Der Brand griff dann in die Passagierkabine über. An einigen Stellen müssen dort höhere Temperaturen als 500°C geherrscht haben.
- Das Material der Frachtraumauskleidung und der Passagierkabine erzeugte beim Verbrennen einen dichten Rauch, der während der letzten 3 bis 5 Flugminuten die Sicht für die Besatzung stark herabsetzte und offenbar in der letzten Flugphase verunmöglichte.
- 0.7 Es kann angenommen werden, dass die Besatzung die vorgeschriebenen, aber für diesen Fall nicht ausreichenden Notmassnahmen ergriffen hat, um das Feuer zu bekämpfen und den Rauch aus Cockpit und Kabine zu beseitigen.
- 0.8 Von der Besatzung wurde der Ausfall von Navigationssystemen und Störungen im elektrischen System gemeldet. Dies hatte zur Folge, dass der Autopilot ausgekoppelt wurde. Ob auch noch Steuerungsschwierigkeiten auftraten, muss offen bleiben. Keine Zweifel bestehen, dass die Triebwerke während des ganzen Fluges normal gearbeitet haben.
- 0.9 Das durch den Sprengstoff entfachte intensive Feuer konnte mit den an Bord vorhandenen Mitteln nicht erfolgreich bekämpft werden. Die Piloten zogen wegen des Rauches die Sauerstoffmasken an. Die Mehrzahl der tragbaren Sauerstoffgeräte war benutzt worden. Es kann angenommen werden, dass auch für die Passagiere das Sauerstoffsystem in Betrieb gesetzt wurde.

- 0.10 In der letzten Flugphase befand sich die HB-ICD in einem nicht mehr kontrollierten Flugzustand. Die Geschwindigkeit unmittelbar vor dem Aufschlag betrug etwa 422 kt (ca. 780 km/h).
- 0.11 Angesichts der Wetterlage konnte die HB-ICD nur nach Instrumentenflugregeln auf die Blindlandepiste 16 des Flughafens Zürich zur Landung geführt werden. Sie war unter den gegebenen Verhältnissen die nächstgelegene Notlandemöglichkeit. Die beteiligten Verkehrsleiter gaben zweckmässige Anweisungen und liessen der HB-ICD jede mögliche Hilfe zukommen.
- 0.12 Die spurentechnischen Abklärungen des Wissenschaftlichen Dienstes der Stadtpolizei Zürich haben ergeben, dass die Explosion durch einen Sprengkörper ausgelöst wurde. Teile eines Universal-Höhenmessers wurden aufgefunden. Es liess sich ermitteln, dass sich dieser in der Nähe des Explosionszentrums befunden hatte.
- Am gleichen Tag erfolgte eine Explosion in einer Caravelle der Austrian Airlines im Steigflug nach dem Start in Frankfurt. Die Zündung wurde durch einen zu diesem Zweck abgeänderten Höhenmesser ausgelöst. Typ und Herkunft waren gleich wie bei dem in den Trümmern der HB-ICD gefundenen Gerät.
- 0.13 Der Unfall ist auf einen durch einen Sprengstoffanschlag ausgelösten intensiven Brand zurückzuführen.

1. UNTERSUCHUNG

- 1.1 Die Voruntersuchung führte ein Untersuchungsteam, welches wie folgt aufgliedert war:

Stabsgruppe:

Untersuchungsleiter
Wissenschaftlicher Dienst der Stadtpolizei Zürich
Vertreter des Kantons Aargau
Sekretariat

Fachgruppen:

Flugbetrieb
Wetter
Flugsicherung
Zeugeneinvernahmen

Flugzeugzelle
Triebwerke
Systeme
Flugdatenschreiber
"Human Factors"

Die umfangreiche und intensiv geführte Untersuchung erforderte einen erheblichen Zeitaufwand. Die Mitglieder des Untersuchungs-Teams nahmen am Unfalltag in Würenlingen ihre Arbeit auf und hielten eine erste Sitzung ab. Weitere Sitzungen und Rapporte folgten entsprechend dem Fortgang der Arbeiten. Nach Abschluss der Ermittlungen an der Unfallstelle wurden die Flugzeugtrümmer zum Flughafen Zürich transportiert, wo sie zugeordnet und soweit wie möglich identifiziert wurden.

1.2 Die Bewachung der Trümmer und ein Teil der Bergungsarbeiten wurde von der Kantonspolizei Aargau durchgeführt, verstärkt durch Angehörige von Polizeikorps anderer Kantone und von verschiedenen Feuerwehren.

1.3 Spezialgutachten wurden eingeholt bei:
Wissenschaftlicher Dienst der Stadtpolizei Zürich
Eidg. Materialprüfungsanstalt Dübendorf
ALUSUISSE Forschungsinstitut, Neuhausen
Eidg. Flugzeugwerk Emmen
General Dynamics, Convair Division, USA
Sperry Flight Systems Division, USA
Kollsmann Instrument Corporation USA
Swissair, Flughafen Zürich

1.4 Das polizeiliche Ermittlungsverfahren erfolgte durch die Kantonspolizei Zürich unter der Leitung des Bezirksanwaltes von Bülach.

1.5 Die Voruntersuchung wurde mit Zustellung des Untersuchungsberichtes vom 18. Juni 1971 an den Kommissionspräsidenten abgeschlossen am 12. Juli 1971.

1.6 Kommissionsverfahren

Kommissionsmitglieder haben am Unfalltag einen Augenschein an der Absturzstelle durchgeführt und an verschiedenen Team-Sitzungen und Rapporten teilgenommen. Es fanden verschiedene Besichtigungen der

Flugzeugtrümmer und des Unfallmusters auf dem Flughafen Zürich statt. An der öffentlich durchgeführten Verhandlung vom 12./13. Oktober 1970 in der Höheren Technischen Lehranstalt in Brugg-Windisch wurden neun Zeugen und drei Auskunftspersonen abgehört, und die Team-Obmänner referierten über ihre Feststellungen. Zwei nachträglich gemeldete Zeugen wurden von der Kommission einvernommen.

Die Kommission ordnete drei Aktenergänzungen an und nahm zudem einen Versuchsflug mit einer Coronado vor, um die Strömungsverhältnisse und die akustische Auswirkung auf die Verständigung im Cockpit- und im Funkverkehr bei geöffnetem Cockpit-Fenster während des Fluges abzuklären.

2. ELEMENTE

2.1 Beteiligte

2.1.1 Besatzung

2.1.1.1 Kommandant

2.1.1.1.1 Der Kommandant

Inhaber des Führerausweises für Linienpiloten, ausgestellt durch das Eidg. Luftamt am 1. Dezember 1954, gültig bis 4. Juni 1970. Ernennung zum Flugkapitän am 24. November 1958. Bewilligte Flugzeugmuster: DC-3, DC-4, CV- 440, DC-6 A/B, DC-8, SE-210 und seit 31. Januar 1967 CV-990 A. Inhaber des Militärflieger Brevets, erteilt am 1. November 1947.

2.1.1.1.2 Der Kommandant, dipl. Bauing. ETH, trat am 3. Dezember 1951 als Pilotenaspirant in den Dienst der Swissair, Schweiz. Luft-Verkehr AG. Im Jahre 1952 wurde er Copilot auf DC-3, 1954 auf DC-4, 1958 Kommandant auf DC-3, 1959 auf CV- 440, 1960 Copilot auf DC-6, 1961 auf DC-8, 1964 Kommandant auf SE-210, 1967 Copilot auf CV-990 A und am 31. März 1968 Kommandant auf CV-990 A.

2.1.1.1.3 Er hatte eine Flugerfahrung von 9674 Stunden, wovon 8511 im Dienste der Swissair. Auf CV-990 A flog er 1612 Stunden, wovon 1074 als Kommandant.

1969 flog er	366 Stunden
im Januar 1970	58:01 Stunden
vom 1. - 16. Februar 1970	13:15 Stunden
vom 17. - 20. Februar 1970	9:00 Stunden
am Unfalltag (Zürich-Düsseldorf-Zürich)	1:53 Stunden

2.1.1.1.4 Die vorgeschriebenen periodischen Fähigkeitsprüfungen bestand er am 13. August 1969 (Flug) und am 24. September 1969 (Notmassnahmen).

Vom 8. bis 10. Dezember 1969 trainierte der Kommandant 8 Stunden im CV-990 A Simulator. Besondere Vorkommnisse: keine.

Am 8. November 1969 fand die letzte periodische fliegerärztliche Untersuchung statt, Resultat: tauglich.

2.1.1.2 Copilot

2.1.1.2.1 Inhaber des Führerausweises für Linienpiloten, ausgestellt durch das Eidg. Luftamt am 3. Dezember 1949, gültig bis 9. April 1970. Ernennung zum Flugkapitän am 5. Dezember 1951. Bewilligte Flugzeugmuster: DC-3, DC-6B, CV-240, CV- 440 und seit 19. März 1962 CV-990 A.

- 2.1.1.2.2 Der Copilot war während des zweiten Weltkrieges RAF-Pilot in Australien und anschliessend, als DC-3 Kommandant bei der KLM. Er trat am 1. Februar 1949 als Pilotenaspirant in den Dienst der Swissair. Im gleichen Jahr wurde er Kommandant auf DC-3, 1953 Copilot auf DC-6, 1954 Kommandant auf CV-240, 1955 Copilot auf DC-6, 1956 Kommandant auf DC-6 und ab 1962 Copilot auf CV-990 A.
- 2.1.1.2.3 Er hatte eine Flugerfahrung von 18'429 Stunden, wovon 15'014 im Dienste der Swissair. Auf CV-990 A flog er 4161 Stunden als Copilot
- | | |
|---|---------------|
| 1969 flog er | 623 Stunden |
| im Januar 1970 | 29:26 Stunden |
| vom 1. - 16. Februar 1970 | 35:52 Stunden |
| vom 17. - 20. Februar 1970 | 9:00 Stunden |
| am Unfalltag (Zürich-Düsseldorf-Zürich) | 1:53 Stunden |
- 2.1.1.2.4 Die vorgeschriebenen periodischen Fähigkeitsprüfungen bestand er am 17. November 1969 (Flug) und am 23. Januar 1969 (Notmassnahmen). Vom 18. bis 19. November 1968 trainierte der Copilot 6:30 Stunden im CV-990 A Simulator.
- Besondere Vorkommnisse: keine.
- Am 3. Oktober 1969 fand die letzte periodische fliegerärztliche Untersuchung statt. Resultat: tauglich.
- 2.1.1.3 Bordmechaniker
- 2.1.1.3.1 Inhaber des Ausweises für Bordmechaniker, ausgestellt durch das Eidg. Luftamt am 1. Mai 1961, gültig bis 27. Januar 1971. Bewilligte Flugzeugmuster: DC-6B und seit 27. Januar 1966 CV-990 A.
- 2.1.1.3.2 Der Bordmechaniker trat am 6. Oktober 1958 als Bordmechanikeraspirant in den Dienst der Swissair. Vom 1. Mai 1959 bis 31. März 1961 wurde er Bordmechaniker auf DC-6B und seit 1. Mai 1966 auf CV-990 A. In der Zwischenzeit arbeitete er als Bordmechaniker bei einer ausländischen Fluggesellschaft, weil die Swissair damals wegen Flottenumstellung die rangjüngsten Bordmechaniker nicht beschäftigen konnte.
- 2.1.1.3.3 Er hatte eine Flugerfahrung von 6468 Stunden, wovon 4223 im Dienste der Swissair; auf CV-990 A flog er 2270 Stunden.
- | | |
|----------------------------|----------------|
| 1969 flog er | 592:51 Stunden |
| im Januar 1970 | 1:53 Stunden |
| vom 1. - 15. Februar 1970 | 20:38 Stunden |
| vom 16. - 20. Februar 1970 | 9:00 Stunden |

am Unfalltag (Zürich-Düsseldorf-Zürich) 1:53 Stunden

2.1.1.3.4 Die vorgeschriebenen periodischen Fähigkeitsprüfungen bestand er am 29. Juni 1969 (Flug), 27. März 1969 (Notmassnahmen), 9./14. Januar 1970 (Technik). Am 5. und 6. Juni 1967 trainierte der Bordmechaniker 5:00 Stunden im CV-990 A Simulator.

Besondere Vorkommnisse: keine

Am 15. Januar 1970 fand die letzte periodische fliegerärztliche Untersuchung statt. Resultat: tauglich.

2.1.1.4 Air Purser

Bei Swissair seit 7. Januar 1963. Ab 1. Juni 1963 als Air Steward und ab 1. April 1968 als Air Purser tätig. 4248 Flugstunden auf SE-210, DC-8 und CV-990 A.

2.1.1.5 Air Steward

Bei Swissair seit 5. August 1963. Ab 1. Februar 1964 als Air Steward tätig. 4145 Flugstunden auf SE-210, DC-8 und CV-990 A.

2.1.1.6 Air Hostess

Bei Swissair seit 1. April 1961. Ab 1. Juni 1963 als Air Hostess tätig. 4092 Flugstunden auf SE-210, DC-8 und CV-990 A.

2.1.1.7 Air Hostess

Bei Swissair seit 4. September 1967. Ab 1. Februar 1968 als Air Hostess tätig. 1368 Flugstunden auf DC-9, DC-8 und CV-990 A.

2.1.1.8 Air Hostess

Bei Swissair seit 2. Oktober 1967. Ab 1. März 1968 als Air Hostess tätig. 1429 Flugstunden auf SE-210, DC-8 und CV-990 A.

2.1.1.9 Air Hostess

Bei Swissair seit 2. Oktober 1967. Ab 1. März 1968 als Air Hostess tätig. 1222 Flugstunden auf DC-9, DC-8 und CV-990 A.

Alle Mitglieder der Kabinenbesatzung (Ziff. 2.1.1.4 - 2.1.1.9) hatten die vorgeschriebenen periodischen Prüfungen bestanden.

2.1.2 Fluggäste (Beilage 1)

Unter den 38 Passagieren befand sich ein 59 jähriger Flugkapitän, Pilot bei der Balair AG, Schweiz. Gesellschaft für den Bedarfsluftverkehr. Der

Passagier war Militärflieger sowie bei der Swissair Linienpilot gewesen und hatte u.a. Flugzeuge vom Typ DC-3, DC-4, DC-6, DC-7 und CV-990 A geflogen.

2.1.3 Bodenpersonal

2.1.3.1 Flugzeugwartung

1.	Entladung:	3 Männer
2.	Flugzeugreinigung und Wassernachfüllung:	
	Kabinenwartung:	3 Männer, 5 Frauen
	Staubsaugergruppe:	2 Männer
	Toilettenreinigung:	1 Mann
	Trink- und Toilettenwasser-Nachfüllung:	1 Mann
3.	Technische Wartung:	8 Männer
4.	Ent- und Beladen der Bordküche:	8 Männer
5.	Flugzeugbetankung:	3 Männer
6.	Beladung:	
	Post:	3 Männer
	Fracht:	7 Männer

2.1.3.2 Flugsicherung

1. Bezirksverkehrsleitung (Zürich Control)
2. Anflugleitung (Zürich Approach)
3. Platzverkehrsleitung (Zürich Tower)

2.2 Flugzeug HB-ICD

2.2.1 Allgemeines

Eigentümer und Halter:	SWISSAIR, Schweizerische Luftverkehr AG, Zürich
Verkehrsbewilligung:	ausgestellt am 16. Dezember 1967 vom Eidg. Luftamt, gültig bis 31. Dezember 1970
Hersteller:	General Dynamics Corporation, San Diego (USA)
Muster:	Convair Model 30 A; CV-990 A Coronado
Werknummer:	10-15
Baujahr:	1962

Kurzbeschreibung:	Mittel-/Langstrecken-Düsenverkehrsflugzeug, Tiefdecker in Ganzmetallbauweise, mit Pfeilflügel, Druckkabine und einziehbarem Bugrad-Fahrwerk. Mindest-Cockpit-Besatzung: Pilot, Copilot und Bord Mechaniker.
Anzahl Passagiersitze:	116, wovon 14 in erster und 102 in Economy-Klasse.
Triebwerke:	4 Mantelstrom-Turbodüsentriebwerke General Electric CJ-805-23 B von je 6531 kg maximalem DauerStand Schub.

2.2.2 Charakteristik

2.2.2.1 Leistungen und Betriebslimiten

Maximale zulässige Geschwindigkeit:	432 kt IAS (Indicated Air Speed)
Maximale operationelle Geschwindigkeit:	377 – 417 kt IAS (je nach Flughöhe)
Höchstzulässige Machzahl:	0.91
Maximale operationelle Machzahl:	0.91
Zulässige Lastvielfache:	- 1 / + 2.5
(bei maximaler operationeller Machzahl, respektive Geschwindigkeit)	
Zulässige operationelle Lastvielfache:	0 / + 2.5

2.2.2.2 Ausrüstung und Systeme

2.2.2.2.1 Flugsteuerung und Auftriebshilfen

Das Flugzeug ist mit folgenden Steuerungen ausgerüstet:

- Querruder, Seitenruder, Höhenruder, Höhenflosse, Störklappen (Spoilers), Krüger-Klappen an der Flügel Nase und Fowler-Klappen an der Flügelaustrittskante.

Höhen- und Querruder werden mechanisch mit Hilfe eines Tabs (Flettner Ruder) bedient. Im Normalbetrieb werden die anderen Flächen hydraulisch betätigt. Das Flugzeug ist mit zwei unabhängigen Hydraulik-Systemen ausgerüstet:

Betriebsdruck: 3000 psi	Flüssigkeit Skydrol 500 A
System 1	System 2
Pumpenantrieb durch Triebwerk Nr.	
1 und 2	3 und 4
Gespeiste Steuerungskreise	
Seitenruder	Seitenruder
Fowler-Klappen	Fowler-Klappen
Spoilers	Spoilers
Höhenflossen-Verstellung	Krüger-Klappen

Die Spoiler dienen zur Unterstützung der Querruder und ermöglichen eine Auftriebsverminderung.

Beim Ausfall beider Hydraulik-Systeme wird das Seitenruder mechanisch durch einen Tab bedient.

Beim Ausfall des Hydraulik-Systems Nr. 1 kann die Höhenflosse elektrisch oder, mit einer Handkurbel verstellt werden.

2.2.2.2.2 Elektrisches System

Die elektrische Anlage besteht aus:

- Einem Hauptnetz 115/200 Volt 400 Hz Dreiphasenstrom. Diese Spannung wird transformiert auf Einphasenstrom 26 V zur Speisung der Bordinstrumente und 28 V für die Bordbeleuchtung.
- Einem Sekundärnetz, 28 V Gleichstrom, das durch Richttransformer vom Hauptnetz gespeist wird, und eine Nickel-Kadmium-Batterie mit 13,5 Ah einschliesst.

Als Stromquellen dienen vier Drehstrom-Generatoren, die von den Triebwerken angetrieben werden und parallel oder einzeln arbeiten können.

Die elektrischen Ausrüstungen werden durch Sammelschienen (Bus) an die Bordnetze angeschlossen. Der Pilot's Essential Bus, der zur Speisung der wesentlichen Instrumente des linken Pilotensitzes, ist normalerweise an der Synchronisierungsschiene angeschlossen, kann aber auf jeden Generator einzeln geschaltet werden.

2.2.2.2.3 Funk- und Radionavigationsausrüstung

Die HB-ICD war u.a. mit folgender Ausrüstung versehen:

- 2 HF-Sender/Empfänger
- 4 VHF-COM/NAV-Empfänger
- 2 VHF-COM-Sender
- 2 ADF-Empfänger
- 2 Gleitweg-Empfänger
- 1 Marker-Empfänger
- 1 ATC Transponder (4096 Kanäle)
- 1 Radiohöhenmesser
- 1 Wetterradar
- 1 Dopplerradar

2.2.2.2.4 Hauptsächliche Flugüberwachungsinstrumente

- 2 Geschwindigkeitsmesser: IAS mit Barber-Pole (Max. zul. Geschwindigkeit)
- 2 Machmeter
- 3 Höhenmesser
- 2 Variometer
- 2 Flight Director-Systeme mit Horizonten HZ-4
- 1 Nothorizont
- 2 Magnetisch-Gyroskopische Kompass-Systeme
- 1 Magnat Kompass
- 2 Elektr. Wendezeiger
- 2 KIFIS (Kollsman Integrated Flight Instrument System)
- Diese Ausrüstung gibt die effektive Druckhöhe, Geschwindigkeit (TAS) und Aussenluft-Temperatur (SAT) an. Die unabhängigen System werden für den Piloten durch den Pilot's Essential Bus und für den Copiloten durch den Essential Bus Nr. 3 gespeist. Der Gesamtdruck wird von 2 Pitot-Rohren in der Flugzeugnase gemessen, während der statische Druck durch Messstellen an der linken und rechten Rumpfseite sowie einer Notmessstelle in der Seitenflosse abgenommen wird.
- Wenn die maximale operationelle Geschwindigkeit oder Machzahl überschritten wird, ertönt im Cockpit eine Warnung (intermittierendes Läuten).

2.2.2.2.5 Klimaanlage

Der Druck und die Temperatur der Luft in der Kabine werden durch zwei unabhängige Systeme gespeist, die sich im Rumpf unter dem Flügel befinden. Das Cockpit wird normalerweise durch das linke System belüftet. Fällt ein System aus, können sowohl die Kabine wie das Cockpit

durch das andere System belüftet werden. Normalerweise wird die Luft aus einer Staukammer durch die Turbokompressoren entnommen und verdichtet. Der Druck in den Einlassöffnungen ermöglicht Lüftung ohne Druckaufbau und Temperaturregelung, auch bei Kompressorausfall. Schliesslich kann Druckluft auch den Kompressoren der Triebwerke entnommen werden. Zwei Druckregulierventile, an der Rumpf-Unterseite hinter dem Cockpit und am hintern Kabinenende, ermöglichen die Regulierung des Kabinendruckes. Ein elektrisch angetriebener Ventilator ermöglicht die Rezirkulation der Kabinen-Luft, wenn die Klimaanlage nicht im Betrieb ist. 2 Freon-Anlagen mit Freonkompressoren kühlen die Druckluft.

Unter normalen Verhältnissen wird die Luft in der Kabine innert zweieinhalb und im Cockpit innert einer Minute erneuert. Die Klimaanlage arbeitet zwischen -51 und +38° C und ermöglicht eine Regulierung der Kabinenluft-Temperatur von +18 bis +29° C.

Der Kabinendruck kann bis 20'500 ft auf der Druckhöhe von 0 ft gehalten werden, bis 41000 ft/M auf einer Druckhöhe von 8'000 ft.

2.2.2.2.6 Sauerstoffanlage

Die fest eingebaute Sauerstoff-Anlage besteht aus zwei zusammengeschalteten Systemen:

- Cockpit-Anlage; sie setzt sich zusammen aus einer Druckflasche mit 2060 l Vorrat, einem Reduzierventil, 4 Reglereinheiten für Pilot, Copilot, Bordmechaniker und Navigator, vier Masken mit eingebautem Mikrophon und mit dazugehörenden Rauchschutzbrillen. Beim Bordmechaniker befindet sich zusätzlich eine tragbare Flasche von 310 l Vorrat mit einer Rauchmaske.
- Kabinen-Anlage; sie besteht aus 3 Druckflaschen mit total 3030 l Vorrat, zwei Durchflussventilen, die entweder von der Besatzung geöffnet werden können oder sich automatisch öffnen wenn die Kabinendruckhöhe 14'500 + 500 ft überschreitet.

Der Kabinenbesatzung stehen acht tragbare Flaschen von je 120 l Vorrat mit Masken zur Verfügung.

2.2.2.2.7 Feuerbekämpfungsausrüstung in der Kabine

- Im Cockpit: Ein CO₂-Handfeuerlöscher und ein Sappeur-Beil.
- Im Kleiderraum der Besatzung: Ein Paar Asbest-Handschuhe, ein Wasserhandfeuerlöscher mit Frostschutz-Zusatz, ein CO₂-Handfeuerlöscher.

- In der Kabine hinten: Ein Wasser-Handfeuerlöscher mit Frostschutz und ein CO₂-Handfeuerlöscher.
- In den Gepäck- und Frachträumen befindet sich keine Feuer-, Rauchwarn- oder Löschanlage.

2.2.2.2.8 Fahrwerk

Das Fahrwerk besteht aus zwei Hauptfahrwerken mit je 4 Rädern und dem Bugfahrwerk mit 2 Rädern. Die hydraulischen Servobremsen wirken auf alle 10 Räder. Das Aus- und Einfahren des Fahrwerkes erfolgt hydraulisch. Beim Ausfall der Hydraulikanlage wird das Fahrwerk durch das Eigengewicht ausgefahren. Das ausgefahrene Fahrwerk kann bis zur Grenzggeschwindigkeit als Flugbremse benützt werden.

2.2.2.2.9 Gewicht und Schwerpunktlage

Maximal zulässiges Gewicht beim Start:	114,7 t
Maximal zulässiges Gewicht bei der Landung:	91,6 t
Gewicht beim Triebwerk-Anlassen zum Unfallflug:	95,3 t
Gewicht beim Start zum Unfallflug:	94,6 t
(davon 33 t Brennstoff, 0,694 t Gepäck, 0,32 t Post, 1,4 t Fracht)	
Gewicht beim Aufprall	ca. 91,9 t
Zulässiger Schwerpunktbereich:	16.7 bis 32.0 % MAC (Mean aerodynamic chord)
Schwerpunktlage beim Start zum Unfallflug:	25.2 % MAC
Schwerpunktlage beim Unfall:	
a) Normale Sitzverteilung der Passagiere:	25.0 % MAC
b) Alle Passagiere und Kabinenpersonal vorne:	17.0 % MAC
c) Alle Passagiere und Kabinenpersonal hinten:	30.8 % MAC

Gewicht und Schwerpunkt befanden sich beim Unfallflug innerhalb der zulässigen Bereiche.

2.2.3 Lebenslauf des Flugzeuges

Das Flugzeug HB-ICD war von der Swissair aus den USA neu eingeführt worden. Total Flugstunden beim Unfall: 24'447.

Letzte periodische Unterhaltsarbeiten:

September 1969	23'658 Flugstunden	Teilrevision (Block 4)
12. Januar 1970	24'151 Flugstunden	(T-Check gemäss Swissair Vorschrift)

4. Februar 1970 24'322 Flugstunden S-Check gemäss
Swissair Vorschrift)

Triebwerke:

Positions Nr.	Einbau auf HB-ICD	Betriebszeit seit Revision	Gesamte Betriebszeit
1	21.5.1969	1'651 Stunden	13'430 Stunden
2	22.7.1969	5'465 Stunden	9'062 Stunden
3	09.1.1970	1'962 Stunden	13'179 Stunden
4	19.5.1969	1'667 Stunden	13'990 Stunden

Die vorgeschriebenen Unterhaltsarbeiten an Zelle, Triebwerken und Ausrüstung wurden immer fristgerecht ausgeführt. Die technischen Akten des Flugzeuges ergaben keine Hinweise auf Störungen oder Zwischenfälle, die mit dem Unfall in Zusammenhang gebracht werden konnten. Alle während des Betriebes oder anlässlich periodischer Kontrollen festgestellten Mängel wurden unverzüglich behoben.

2.3 Gelände

(Landeskarte der Schweiz 1:50'000, Blatt 215, Baden)

Der Unfall ereignete sich im sogenannten Unterwald bei Würenlingen, 300 m östlich vom Eidg. Institut für Reaktorforschung.

Geographische Lage: 47°32,25'N / 08°14,05'E, 355 m/M (Beilage 2)

Gemeindebann: Würenlingen.

Distanz zum Flughafen Zürich: ca. 25 km (Beilage 3).

2.4 Wetter

2.4.1 Wetterbeobachtung Flughafen Zürich 1220 h

Wind Platzmitte:	220° 26 / 38 kt
Wind Piste 16:	240° 16 kt
Sicht:	12 km, Regen
Wolken:	4/8 auf 1300 ft und 7/8 auf 1700 ft
Temperatur:	+ 2° C, Taupunkt + 1° C
QNH:	1013.0 mb

2.4.2 Brunnen-Würenlingen

Voralpen: Flugfläche 140:

Wind 310/50 kt, Temperatur -15° C

Flugfläche 120:

Wind 310/50 kt, Temperatur -12° C, mässige
Turbulenz und Vereisung

Mittelland:

Flugfläche 60:

Wind 300/45 kt, Temperatur -3° C, Schneefall,
mässige bis starke Turbulenz, mässige Vereisung

2.4.3 Unfallraum zur Unfallzeit

Wind: 180 - 190° / 15 - 20 kt

Sicht: wahrscheinlich unter 5 km, Regen

Wolken: 3/8 zwischen 1000-1300 ft, 8/8 zwischen 1700-2000
ft

Temperatur: + 5 °C

QNH: 1013.0 mb

2.5 Vorschriften

(Mit der Zitierung der Vorschriften ist keine rechtliche Würdigung des
Tatbestandes verbunden.)

Bundesgesetz über die Luftfahrt (Luftfahrtgesetz) vom 21. Dezember
1948:

Art. 40

Der Bundesrat ordnet den Flugsicherungsdienst; dieser umfasst
insbesondere die Verkehrs-, Übermittlungs-, Flugwetter- und
Luftfahrtinformationsdienste sowie die Leistung von
Navigationshilfen.

Die zivilen und die militärischen Flugsicherungsdienste sind zu
vereinigen, soweit der Bundesrat nicht Ausnahmen zulässt.

Verordnung über die Rechte und Pflichten des Kommandanten eines
Luftfahrzeuges (vom 22. Januar 1960):

Art. 4

Der Kommandant ist dafür verantwortlich, dass die Vorbereitung der
Besatzung auf den Flug und die Übernahme des Luftfahrzeuges
durch die Besatzung den bestehenden Vorschriften entsprechen.

Art. 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.

In Notfällen hat der Kommandant alle zum Schutze des Lebens, des Luftfahrzeuges und der Ladung unmittelbar erforderlichen Massnahmen zu treffen.

Art. 7

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

Art. 15

Wird an Bord eines im gewerbsmässigen Verkehr verwendeten Luftfahrzeuges ein Verbrechen oder Vergehen verübt, so hat der Kommandant die zur Beweissicherung notwendigen Massnahmen zu treffen.

Abs. 2 ...

Verfügung des Eidg. Verkehrs- und Energiewirtschaftsdepartements über die Verkehrsregeln für Luftfahrzeuge (vom 20. Mai 1967):

Art. 4

Der Kommandant eines Luftfahrzeuges, ob er sich am Steuer befinde oder nicht, ist dafür verantwortlich, dass sein Luftfahrzeug in Übereinstimmung mit den Verkehrsregeln betrieben wird.

Er darf von den Verkehrsregeln nur abweichen, wenn er das aus Gründen der Sicherheit als notwendig erachtet.

Art. 6

Der Kommandant eines Luftfahrzeuges ist für die Führung des Luftfahrzeuges verantwortlich. Er entscheidet endgültig über dessen Verwendung, solange er die Befehlsgewalt innehat.

Art. 15

Der Alarmdienst wird gewährt:

- a) den Luftfahrzeugen, denen Flugverkehrsleitdienst geleistet wird;
- b) ...

Art. 16

Der Flugverkehrsleitdienst wird gewährleistet für

- a) alle Instrumentenflüge im kontrollierten Luftraum;
- b) ...

Art. 50

Der Luftfahrzeugführer hat sich bei einem kontrollierten Flug an den geltenden Flugplan oder den anwendbaren Teil des geltenden Flugplanes zu halten, sofern nicht eine unbeabsichtigte Abweichung vorliegt oder eine Notlage entsteht, welche ein sofortiges Handeln erfordert.

Im Falle einer Notlage ist, nachdem die Notmassnahmen getroffen worden sind und sobald es die Umstände erlauben, die zuständige Verkehrsdienststelle der Flugsicherung über diese Massnahmen zu unterrichten, und auch darüber, dass in einer Notlage gehandelt werden musste.

Bundesratsbeschluss über die Ordnung des Flugsicherungsdienstes (vom 10. Juni 1968):

Art. 1

Der Flugsicherungsdienst umfasst die folgenden Dienstzweige:

- a) Flugverkehrsleitdienst (einschliesslich Übermittlungsdienst Betrieb der Navigationshilfen und technischer Dienst);
- b) Luftfahrtinformationsdienst;
- c) Flugwetterdienst;
- d) Luftfahrthindernisdienst;
- e) Alarmdienst.

Verfügung des Eidg. Verkehrs- und Energiewirtschaftsdepartements über die Organisation des Schweizerischen Flugsicherungsdienstes (vom 30. September 1968):

Art. 1

Der Schweizerische Flugsicherungsdienst umfasst folgende Dienste:

- a) den Flugverkehrsleitdienst;
- b) den Luftfahrtinformationsdienst;
- c) den Flugwetterdienst;
- d) den Luftfahrthindernisdienst;
- e) den Alarmdienst.

Dem Eidgenössischen Luftamt obliegen für den Schweizerischen Flugsicherungsdienst:

- a) die allgemeine Planung;
- b) ...
- c) der Erlass von Richtlinien für die Organisation und Technik des

Betriebes;

- d) der Abschluss von Verträgen mit Organisationen, die ausserhalb der Bundesverwaltung stehen;
- e) die unmittelbare Aufsicht über den Betrieb.

Schweizerisches Strafgesetzbuch (vom 21. Dezember 1937):

- 1. Wer vorsätzlich und in verbrecherischer Absicht durch Sprengstoffe oder giftige Gase Leib und Leben von Menschen oder fremdes Eigentum in Gefahr bringt, wird mit Zuchthaus bestraft.

2. ...

Art. 237

- 1. Wer vorsätzlich den öffentlichen Verkehr, namentlich den Verkehr auf der Strasse, auf dem Wasser oder in der Luft hindert, stört oder gefährdet und dadurch wissentlich Leib und Leben von Menschen in Gefahr bringt, wird mit Gefängnis bestraft.

Bringt der Täter dadurch wissentlich Leib und Leben vieler Menschen in Gefahr, so kann auf Zuchthaus bis zu zehn Jahren erkannt werden.

2. ...

2.6 Organisation

2.6.1 Es handelte sich um einen gewerbsmässigen regelmässigen Flug im Rahmen der durch das Eidg. Verkehrs- und Energiewirtschaftsdepartement der Swissair erteilten Konzession vom 19. Dezember 1966.

2.6.2 Dieser trug die offizielle Bezeichnung SR 330, Abflug Zürich, Bestimmungsort Tel Aviv.

2.7 Infrastruktur

Der Flughafen Zürich (ZRH-LSZH) liegt 47°27'N / 8°33'E in 432 m/M (Beilage 4). Die längste der drei aus Beton bestehenden Pisten ist 16/34 orientiert und misst 3700 x 60 m. Instrumentenanflüge nach ILS- und GCA-Verfahren werden ausschliesslich auf Piste 16 durchgeführt (Pistenrichtung 160)

3. VORGESCHICHTE UND FLUGVERLAUF

3.1 Vorgeschichte

3.1.1 Am Samstag, den 21. Februar 1970, landete um 1025 Uhr das Verkehrsflugzeug CV-990 A Coronado HB-ICD aus Ankara und Istanbul kommend (Swissair-Kurs 321), auf dem Flughafen Zürich. Nach vollständiger Entladung wurde das Flugzeug für den Swissair-Kurs 330 nach Tel Aviv bereitgestellt.

3.1.2 Reinigung, Betankung, Wartung und Beladung mit Fracht, Post und Passagiergepäck wurden ordnungsgemäss durchgeführt.

3.1.3 Nach Ausführung der vorgeschriebenen technischen Routinekontrollen und Behebung einer Störung an der Wetterradarantenne wurde das Flugzeug der Besatzung übergeben.

3.1.4 Es gingen 9 Besatzungsmitglieder und 38 Passagiere, total 47 Personen an Bord.

3.2 Flugverlauf (Beilage 5)

3.2.1 Ablauf

SR 330 startete um 12.14.00 auf der Piste 28 und flog nach Abmeldung bei der Platzverkehrsleitung unter Radarkontrolle zuerst nach Anweisung der Abflugleitung und anschliessend der Bezirksverkehrsleitung.

3.2.2 Rückkehr

3.2.2.1 Um 1221 Uhr, auf Flugfläche 140 über Brunnen, meldete der Copilot eine Kabinendruckstörung und den Entschluss zur Rückkehr nach Zürich. Vor dieser Meldung konnten aus einem Gespräch im Cockpit die Wörter "... Rückkehr ... Gepäck" schwach gehört werden (Beilage 6).

Die Besatzung erhielt Freigabe, das Flugzeug in einer Rechtskurve Richtung Koblenz zu drehen und die Kurve auf Kurs 335 zu beenden, um das Flugzeug zu einem ILS-Anflug auf die Piste 16 zu führen.

3.2.2.2 Um 12.22.50 erfolgte die Meldung: "Wir vermuten eine Explosion im hinteren Frachtraum; zur Zeit ist noch alles in Ordnung, aber wir verlangen unverzügliche Freigabe zum Absinken und die Feuerwehr für die Landung."

3.2.2.3 Um 12.23.10 Freigabe auf Flugfläche 100. Der Verkehrsleiter stellte auf dem Radarschirm fest, dass die Grundgeschwindigkeit des Flugzeuges merklich zurückging und die Kurve sich über den angewiesenen Kurs von

335 fortsetzte. Nach Erfragung des Kurses und anschließender Feststellung, dass das Flugzeug den Kurs 060° zu halten schien, wies es der Verkehrsleiter um 12.24.30 an, nach links auf Kurs 330° zu drehen.

3.2.2.4 Kurz nachher meldete die Besatzung Erreichen der Flugfläche 100. Der Copilot fugte um 12.25.40 bei: "Wir verlangen auch die Polizei, um den Vorfall zu untersuchen."

3.2.3 Brand

3.2.3.1 Um 12.26.00 erfolgte die Meldung: "Wir haben Feuer an Bord, verlangen unverzügliche Landung." Nach Bestätigung der Freigabe zur Flugfläche 60 um 12.26.10: "Wir sinken gegen 60 so rasch wie möglich, wir haben Feuer an Bord, hinten."

3.2.3.2 Um 12.26.20 meldete die Besatzung: "Dies ist eine Notlage."

3.2.4 Auswirkungen

3.2.4.1 Beim Verlassen der Flugfläche 80 wurde um 12.27.20 SR 330 angewiesen: "Halten Sie Kurs 330°, weitere Weisungen durch Anflugleitung auf 118.0." Diese Weisung der Bezirksverkehrsleitung wurde von SR 330 weder quittiert noch befolgt und um 12.27.30 sagte der Kommandant beim Meldepunkt Alfa: "... ein GCA- Anflug, wir haben Feuer an Bord, wir haben Geschwindigkeit und verlangen GCA-Anflug, unsere Navigation ist nicht in Ordnung." Nach weiteren zwei Routine Meldungen quittierte diesmal SR 330 um 12.28.10 die Weisung "auf 118.0 für Anflugleitung umschalten".

3.2.4.2 Um 12.28.20 sprachen zeitweise beide Piloten gleichzeitig: "Wir haben elektrischen Stromausfall." Nach dieser Mitteilung, die noch von einem "go ahead" gefolgt wird, antwortete SR 330 nicht mehr auf der Frequenz der Anflugleitung trotz Meldung vom Boden um 12.28.30: "Kein Verzug für Radareinweisung ILS Piste 16, Wind 220° 20 kt"; Anfrage von 12.29.00: "Höhe? ". Freigabe um 12.29.40: "auf 4000 ft absinken". Hier ist auf dieser Frequenz ein Interferenzsignal hörbar, und um 12.30.10 Wiederholung dieser Freigabe mit Weisung, Kurs 330 zu halten, weil der Anflugleiter eine Kursabweichung nach Westen festgestellt hatte.

3.2.4.3 Um 12.30.30, nach zweieinhalb Minuten Funkstille, die nur ca. 12.29.50 und ca. 12.30.10 durch ein Interferenzsignal unterbrochen wurde, meldete sich der Kommandant unerwartet auf der Frequenz der Platzverkehrsleitung: "Auf 118.1, hören Sie mich?". Während der Funkstille hatte die Besatzung den Notcode A 77 am ATC-Transponder

eingestellt und die Sauerstoffmasken angezogen.

Auf Anfrage des Anflugleiters, welcher sich sofort auf dieser Frequenz eingeschaltet hatte, antwortete SR 330 um 12.31.00: "Laut und deutlich, wir sind auf 6000 ft und wir sind ... ich nehme an ... dass wir auf Kurs 329° sind."

3.2.4.4 Bei dieser Durchgabe flog SR 330 2 km südlich und parallel zur Lägern, auf Grundkurs West. Um 12.31.10 wies der Anflugleiter erneut an, Kurs 330 zu steuern und auf 4000 ft abzusinken. Diese Weisung wurde quittiert. Der Anflugleiter stellte jedoch keine Reaktion auf seine Kursangaben fest und vermutete Kompass-Schwierigkeiten. Er entschloss sich, das Flugzeug auf andere Weise zu leiten. Um 12.31.40 gab er durch: "Nach dem Radar weichen Sie vom Kurs ab, drehen Sie nach rechts bis ich stopp sage." Eine Bestätigung unterblieb, weshalb er um 12.32.00 wiederholte: "Drehen Sie nach rechts bis ich stopp sage, Sie sind vollständig vom Kurs abgewichen." Hierauf der Copilot: "Wir drehen nach rechts ... Wo befinden wir uns?". Antwort des Anflugleiters: "Über Baden, beenden Sie die Kurve jetzt."

3.2.4.5 Nach dem Empfang der Meldung "Wir drehen jetzt über 330°, 335°, was dem Radarbild entsprach, wies der Anflugleiter an, weiter nach rechts auf Kurs 360° zu drehen. Um 12.32.30 bestätigte der Copilot die Freigabe auf 3500 ft und die Höhenmessereinstellung von 1013 mb. Das Flugzeug flog in diesem Moment nördlich der Läger auf Nordkurs.

3.2.5 Absturz

3.2.5.1 Um 12.32.40 wurde eine Meldung von SR 330 durch eine Anfrage der Anflugleitung überdeckt: "Wünschen Sie einen kurzen Endanflug über 'Rhine' oder einen normalen Endanflug?". Die Frage wurde wiederholt und nicht beantwortet. Um 12.33.00 rief der Kommandant: "... Notlage, wir haben ... Rauch an Bord, ich kann nichts sehen." Das Flugzeug ging erneut in eine Linkskurve über. Um 12.33.10 erteilte der Anflugleiter die Weisung: "Nach rechts auf Kurs 080°, nach rechts, 080°." Das Flugzeug drehte jedoch weiter nach links.

3.2.5.2 Um 12.33.24, als es ungefähr auf Grundkurs Süd war, meldete der Copilot "330 stürzt ab", dann nahm er zweimal von allen Abschied mit "good bye everybody".

Um 12.33.40 sprach noch einmal der Kommandant: "... reduziere Leistung, wir können nichts sehen, können Sie mir eine geringere Höhe

zuteilen?".

Um 12.34.00 wies der Anflugleiter SR 330 an, nicht unter 3500 ft abzusinken und, wenn möglich, die Linkskurve auf Kurs 080° zu beenden.

Um 12.34.14 stürzte das Flugzeug im Unterwald bei Würenlingen mit hoher Geschwindigkeit ab

4. SCHÄDEN

4.1 Personenschäden

Die dreiköpfige Cockpit-Besatzung, das Kabinenpersonal, bestehend aus 6 Personen sowie die 38 Passagiere wurden getötet.

4.2 Luftfahrzeugschäden

Das Flugzeug wurde zerstört, Gepäck, Post und Fracht weitgehend vernichtet.

4.3 Bodenschäden

Am Boden entstand schwerer Waldschaden, jedoch keine Grundwasserverschmutzung.

5. SPÄTERE FESTSTELLUNGEN

5.1 Flugzeugtrümmer

Die geborgenen Trümmer entsprachen schätzungsweise 95 % des Flugzeugrüstgewichtes.

5.1.1 Zerstörungszonen am Absturzort

Das Absturzgebiet lässt sich in folgende Abschnitte unterteilen:

- a) Einflugschneisen in der verschiedene Waldbäume durch Teile des Flugzeuges scharf abgeschlagen wurden.
- b) Aufschlagort von Flugzeugtrümmern, die als Folge der hohen Auftreffgeschwindigkeit zerstört wurden. Diese Trümmer befanden sich grösstenteils in einer etwa 95 m langen aufgeworfenen Furche, die bis 6 m breit und bis 3 m tief war.
- c) Auftreffzone von Teilen, die in einer ersten Phase in der Flugbahn des Flugzeuges weiterflogen. Ein explosionsartiger Vorgang während des Aufschlages beeinflusste deren Auftreffgeschwindigkeit, Endlage und Zerstörungsgrad.

- d) Auffangzone im dichten Baumbestand des Waldes, wo Teile entweder direkt beim Wegschleudern durch die Bäume aufgefangen wurden, oder sich beim Niederfallen nach der Explosion verfangen hatten.

In den Zonen a) und b) befanden sich Trümmerteile, die rein mechanisch zerstört worden sind, abgesehen von eventuellen mechanischen oder thermischen Belastungen während des Fluges. Das Trümmermaterial der Zone c) hat beim Aufprall neben mechanischen Zerstörungen noch eine thermische Belastung erfahren und war teilweise an der Oberfläche leicht angesengt und berusst.

5.1.2 Trümmerlage

Teile der HB-ICD und der Zuladung wurden nur in der Nähe der Absturzstelle gefunden. Leichtere Relikte, wie beispielsweise Papier, wurden durch die Windströmung in östlicher Richtung verfrachtet (Beilage 7).

Auffallend ist, dass die Triebwerke des linken Flügels (Nr. 1 und 2) rechts der Absturzachse lagen. Vermutlich wurden sie vom Flügel weggerissen, als das Flugzeug, mit starker Querneigung nach links auf die Bäume prallte, bevor es auf dem Boden aufschlug.

5.1.3 Zerstörungsgrad

Das Flugzeug wurde beim Absturz zertrümmert. Selbst Leichtmetallschmiedestücke wie Fahrwerkträger, Flügel/Rumpf-Kräfteeinleitspannen, Leitwerk/Rumpf-Kräfteeinleitstück, ferner der massive Rumpfkiel, wurden beim Aufprall zerschlagen. Bei flächigen Konstruktionselementen, wie beispielsweise Flügel- und Leitwerkbeplankungen und Ruder, waren die dicken und schweren Bleche stärker beschädigt als die dünnen und leichten. Flächen in Metallwabensandwichbauweise überstanden den Aufprall etwas besser.

5.2 Angaben von Zeugen

5.2.1 Flugzeugwartung

Durch die Kantonspolizei Zürich wurden im Verlaufe des polizeilichen Ermittlungsverfahrens 19 Personen, die mit der Wartung des Flugzeuges HB-ICD vor dem Unfallflug beschäftigt gewesen waren, zur Sache befragt.

Die 3 Swissair-Angestellten, welche den Auftrag hatten, Fracht, Post und Passagiergepäck aus der HB-ICD (Kurs 321) zu entladen, beendeten ihre Arbeit gegen 1200 Uhr. Übereinstimmend erklärten sie, dass die vorderen

und hinteren Frachträume, also alle 4 Holds (Beilage 8), nach Beendigung des Auslades leer waren, Die Kabinenwartungs- Staubsauger-, Toilettenreinigungs- und Wassernachfüll- Gruppen begannen unmittelbar nach der Landung mit ihrer Arbeit. Diese verlief routinemässig. Wie üblich wurde nach zurückgebliebenem Handgepäck, persönlichen Effekten und anderen Gegenständen gesucht, jedoch nichts gefunden. Niemand bemerkte verdächtige Personen weder inner- noch ausserhalb des Flugzeuges.

Die HB-ICD wurde von 3 Swissair-Angestellten ordnungsgemäss betankt.

5.2.2 Post und Fracht

5.2.2.1 Die für SE 330 bestimmten 18 Postsäcke kamen in verschliessbare Sicherheitswagen. Nach Kontrolle der Ladung auf Anzahl und Gewicht quittierte ein Swissair- Angestellter wie üblich und verschloss die Sicherheitswagen ordnungsgemäss. Diese wurden dann vom Postpersonal zum Flugzeug gebracht.

5.2.2.2 Alle 69 Frachtstücke aus dem Ausland für SR 330 waren im Verlaufe des 20. Februars 1970 auf dem Flughafen Zürich eingetroffen. Sie waren bei verschiedenen Flugzeugen abgeholt und in die Transitsortierhalle des Frachthofes verbracht worden. Zwei Weitsendungen kamen in den Tresorraum des Sicherheitsdienstes der Swissair. Die übrigen 67 Frachtstücke wurden mit den 26 aus der Schweiz in ein für Israel bestimmtes Gestell gelegt.

5.2.3 Flug

Verschiedene Personen wollen das Flugzeug HB-ICD im Raum Oberarth - Schwyz - Brunnen - Stoos - Klewenalp gehört haben. An einigen Orten wurde in der Zeit zwischen 1220 bis 1225 Uhr ein dumpfer Knall wahrgenommen. In dieser Zeit befand sich das Flugzeug im Raum Brunnen - Stoos. Die polizeilichen Erhebungen ergaben, dass in der Zeit um 1140 bis 1145 Uhr an Lopper gesprengt wurde.

Eine Zeugin, die in einem Auto auf der Strasse Baar - Sihlbrugg mitfuhr, will ein Verkehrsflugzeug, das nicht sehr hoch in nordwestlicher Richtung flog, gesehen und beobachtet haben, dass im hinteren Teil des Rumpfes Rauch von bald gräulicher, bald "schmutziger" Farbe in Schwaden wegging.

Eine Zeugin in Brunnen hörte ein Flugzeug und vernahm einen dumpfen, sehr starken Knall. Wegen tiefliegender Wolken konnte sie das Flugzeug nicht sehen.

Über den letzten Teil des Flugweges im Raume Klingnau - Böttstein - Villigen - Stilli - Würenlingen liegen zahlreiche Zeugenaussagen vor (Beilage 9). Mit wenigen Ausnahmen erklärten die Zeugen übereinstimmend, das Flugzeug sei bei Klingnau aus der Wolkendecke aufgetaucht und habe eine Linkskurve geflogen. Es habe sich immer mehr nach links geneigt. Die Querlage wird zwischen 30 und 80° angegeben. Die Neigung der Längsachse zum Boden habe rasch zugenommen. Nach Depositionen verschiedener Zeugen hatte das Flugzeug beim Aufprall im Wald eine Querlage von 60-70° und eine Neigung der Längsachse von etwa 45°. Mit Ausnahme von zwei hat kein Zeuge Feuererscheinungen am Flugzeug oder wegfallende Teile festgestellt. Dagegen wollen einige Zeugen Raucherscheinungen gesehen haben, die allerdings unterschiedlich beschrieben wurden. Der Triebwerklärm wurde als sehr laut und regelmässig bezeichnet.

Ein Ehepaar, das sich zur Unfallzeit in seiner Wohnung in Würenlingen aufhielt, hörte das Geräusch eines tieffliegenden Flugzeuges. Dieses Geräusch sei rasch sehr laut geworden, und es wurde dann ein starker Explosionsknall gehört.

5.2.4 Funkempfang auf dem Flughafen Basel-Mülhausen

Personen im Büro "Daily Operations" der Balair in Basel hörten auf der Frequenz Balair CUT 131.8 MHz (Swissair CUT 131.7 MHz) einige Sekunden lang ein Stimmengewirr, konnten aber nichts verstehen. Ungefähr eine Minute später wurden wieder Stimmen gehört, jedoch vermischt mit Frauenschreien. Die Zeugen erhielten den Eindruck einer Panikstimmung. Sie hatten in jenem Moment keine Kenntnis davon, dass sich ein Swissair-Flugzeug in einer Notlage befand. Die nachträglich geschätzten Zeitangaben über diese Feststellungen schwanken zwischen 1242 - 1250 Uhr.

5.3 Seismologische Feststellungen

An der Messstelle des Schweiz. Erdbebendienstes auf dem Hönningerberg in Zürich wurden am 21. Februar 1970 zwischen 12.34.16 und 12.35.16 Uhr drei Erdstösse registriert. Es dürfte sich um die durch den Absturz der HB-ICD hervorgerufenen Bodenerschütterungen handeln. Der Erdstoss um 12.34.24 hatte die grösste Amplitude und ist mit grosser Wahrscheinlichkeit durch die Explosion des Flugzeuges beim Aufprall verursacht worden. Die maximale Amplitude der Bodenbewegung an der Messstelle betrug 1,5-10 Millimeter. Da die registrierte Erschütterung nur

eine sehr geringe Intensität aufwies, liess sich der "Charakter" der Erschütterungswelle nicht eindeutig bestimmen. Die Fortpflanzungsgeschwindigkeit kann deshalb nur näherungsweise angegeben werden. Nimmt man einen Wert von 2,5 km/s an, so ergibt sich für die Distanz von ca. 24 km zwischen Absturzstelle und Messstation eine Laufzeit von etwa 10 Sekunden. Der Absturz des Flugzeuges, beziehungsweise die Explosion, dürfte daher um 12.34.14 Uhr erfolgt sein.

5.4 Flugsicherung

5.4.1 Flugverlauf und Flugweg von SR 330 konnten weitgehend aus dem Protokoll über den Funkverkehr, aus internen Koordinationsgesprächen, Logbüchern und Aussagen der Radar-Verkehrsleiter rekonstruiert werden (Beilagen 5 und 6).

5.4.2 Die Kontrolle der Boden-Navigationsanlagen ergab, dass sie normal funktionierten. Auf dem Registrierstreifen konnte zwischen 1200 und 1300 Uhr nichts Abnormales festgestellt werden.

5.4.3 Alle Boden-Radaranlagen arbeiteten einwandfrei.

5.5 Technische Untersuchungen

5.5.1 Flugdatenschreiber

5.5.1.1 Kurzbeschreibung

Der Flugdatenschreiber besteht aus einem im Electronic-Abteil (Beilage 8) untergebrachten Recorder mit Bandkassette, einem im Cockpit eingebauten Bedienungsgerät sowie einem im Fahrwerkschacht in Rumpfmittle angeordneten Beschleunigungsmesser. Mittels Diamanten werden auf dem 0,025 Millimeter dicken und 125 Millimeter breiten Registrierband aus rostfreiem Stahl folgende Daten in Form von Strichen eingeritzt: Normalbeschleunigung (Lastvielfaches), magnetischer Kurs, Kursreferenz (N oder S), Fluggeschwindigkeit, Flughöhe, Datum und Kursnummer des Fluges.

5.5.1.2 Aufgefundene Teile

Durch den Absturz wurde der Flugdatenschreiber zerstört; Abrollung Aufrollspulen blieben unauffindbar. Vom 45 m langen Registrierband wurden etwa 90 Teile gefunden, die eine Gesamtlänge von ungefähr 12 m ergaben. Der Zustand dieser Teile ist schlecht. Sie sind zerknittert und zerkratzt. Es gelang, sie zu identifizieren und zu einem Band

zusammensetzen, das auf einer Länge von 10,9 m Aufzeichnungen von Flügen enthält.

5.5.1.3 Auswertung der Bandaufzeichnungen

Die Auswertung des zusammengesetzten Registrierbandes ergab, dass es die Aufzeichnungen sämtlicher Flüge vom 12.2.1970 bis und mit der Landung des dem Unfallflug vorangegangenen Fluges am 21.2.1970 enthält. Bandteile, die Aufzeichnungen des Unfallfluges enthalten, wurden nicht gefunden. Das fehlende Bandstück oder Teile davon mit den Aufzeichnungen des letzten Fluges der HB-ICD dürfte eine Länge von etwa 7 cm aufweisen.

5.5.2 Flugzeugzelle

5.5.2.1 Kurzbeschreibung der Flügel- und Leitwerkstruktur

Der tragende Teil des Flügels ist ein dreiholmiger Kasten, der sich etwa über die Kräfte der Flügeltiefe erstreckt. Die Flügelbeplankung ist durch Stringer versteift, die parallel zum Mittelholm verlaufen.

Durch die drei Holme der Seitenflosse sowie deren Beplankung werden die Seitenleitwerkskräfte in den Rumpf eingeleitet. Das Seitenruder ist an sechs Stellen an der Flosse gelagert.

Das Höhenleitwerk besteht aus einer verstellbaren Flosse sowie einem daran an sechs Stellen gelagerten Ruder. Ein dreiholmiger Kasten bildet das tragende Element der Flosse.

5.5.2.2 Kurzbeschreibung der Rumpfstruktur

Der Rumpf besteht aus einer Leichtmetallschale, die durch Ringspanten im Abstand von etwa 48 cm sowie über 2/3 bis 3/4 des Umfanges oben und unten durch Stringer versteift ist. In ihrer Eigenschaft als Biegeträger ist die Rumpfschale im Bereich der Flügeldurchdringung bis zum Hauptfahrwerkschacht auf der Unterseite unterbrochen. Der Unterbruch ist durch einen Kiel überbrückt (Beilage 8).

Steife Spanten sind nur im Bereich der Rumpf-Flügel-Durchdringung vorhanden.

Der eine Torausschnitt am nächsten gelegene Spant oder Stringer übernimmt die Verteilung des durch den Ausschnitt gestörten Kräfteverlaufs nicht allein. Eine Vielzahl von benachbarten, normalen Spanten und Stringer teilen sich in diese Aufgabe. Dieses Konstruktionskonzept hat vorteilhafte erhebliche Konsequenzen auf die Auswirkung von Ermüdungsrissen oder gewaltsame Zerstörungen. Es

kommt nicht zu einem Zusammenbruch der Struktur, sondern lediglich zu einer Neuverteilung der Kräfte.

5.5.2.3 Folgen örtlicher Erhitzung oder Zerstörung der Rumpfstruktur

Bei vergüteten Aluminiumlegierungen nehmen bei höheren Temperaturen Festigkeit und Steifigkeit ab. Nach Abkühlung steigt die Steifigkeit wieder auf den ursprünglichen Wert nicht jedoch die Bruchfestigkeit. Wird ein Teil der Rumpfstruktur etwa in der Grösse eines Frachttors stark erhitzt, wirkt sich dies statisch und aeroelastisch etwas weniger stark aus als ein gleich grosses Loch an derselben Stelle. Das Aufheizen der Rumpfwand wie auch das Aufreissen eines Loches reduzieren die Festigkeit und die Steifigkeit des Rumpfes.

Ob die Einbusse an Festigkeit für die Rumpfstruktur kritisch wird, hängt vom Ausmass und dem Ort der Beschädigung sowie von der Beanspruchung ab, denen das Flugzeug nach erfolgter Beschädigung ausgesetzt ist.

Sofern das Flugzeug nach Eintritt der Beschädigung normal geflogen wird, d.h. keine Querneigung über 60°, keine Lastvielfache über 2 und keine starke Luftturbulenz vorhanden ist, hat ein Loch oder eine erhitzte Zone von der Grösse eines Frachttors an irgendeiner Stelle der Rumpfwand festigkeitsmässig keine katastrophalen Folgen für die Struktur.

Ein Verlust an Biege- und Torsionssteifigkeit im Rumpfteil zwischen Flügelanschluss und Leitwerk setzt die Eigenfrequenz der Leitwerksschwingungen herab. Dies vermindert auch die für das Leitwerkflattern kritische Fluggeschwindigkeit. Die Verminderung der Biegesteifigkeit durch eine andauernde Erhitzung der Rumpfschale auf der Höhe des hinteren Frachttors ist gering, solange der Kiel auf der Rumpfunterseite nicht über 250 °C erhitzt wird.

5.5.2.4 Besenbrüche

5.5.2.4.1 Beobachtungen

Im Verlaufe der Trümmeruntersuchung stiess man bei 13 Strangpressprofilen und Blechen aus Aluminiumlegierungen auf seltsame Bruchbilder (Besenbrüche). Diese identifizierten Trümmerteile waren bis auf einige Zentimeter vor der Bruchstelle unverändert, lösten sich jedoch anschliessend ohne Übergang in feine Fasern auf (Beilage 10a). Alle diese Bruchstücke konnten identifiziert, acht davon genau lokalisiert werden.

5.5.2.4.2 Reproduktion von Besenbrüchen

Stauchversuche ergaben, dass die festgestellten Besenbrüche reproduzierbar sind, wenn die mechanische Belastung genau bei der eutektischen Temperatur der Aluminiumlegierung erfolgt. Auffaserungen, wie an den Unfalltrümmern beobachtet, traten nur auf, wenn das Material unmittelbar vor der mechanischen Beanspruchung die Temperatur von etwas mehr als 530 °C aufwies. Betrug die Temperatur weniger als 520 bis 530 °C, wurde die Probe lediglich zusammengestaucht. Bei Temperaturen von 560 °C und darüber zerbröckelte die Probe, wobei oft auch Tröpfchen von flüssigem Metall wegspritzten.

Die Entstehung der Besenbrüche lässt sich wie folgt erklären: Die durch das Strangpressen oder Walzen stark ausgezogenen Gusskörner, d.h. die Fasern, sind an ihren gegenseitigen Berührungsflächen auch im homogenen Zustand noch mit einer dünnen Schicht von Niederschmelzen dem Eutektikum umgeben. An diesen Stellen findet bei erhöhter Temperatur die erste Erweichung statt, wodurch unter dem Einfluss einer mechanischen Beanspruchung die Fasern aneinander abgleiten und getrennt werden.

5.5.2.4.3 Mikrohärte-Messungen

Um Anhaltspunkte über die Ausdehnung der Hitzeeinwirkung zu erhalten, wurden am Profil des "Hat-Rack" (Hutablagefach in der Passagierkabine) Mikrohärte Messungen über die ganze Länge des geborgenen Trümmerstückes ausgeführt. Man wählte dieses Besenbruchstück für Härteversuche, weil von ihm beide Bruch-Ufer gefunden wurden. Der gemessene Härteabfall erstreckte sich auf der einen Seite der Auffaserung über eine Länge von 19 cm. Auf der anderen Seite wurde ein unregelmässiger zweistufiger Härteabfall über 25 bzw. 15 cm festgestellt. Die Hitzeeinwirkung war lokal eng begrenzt. Ein erheblicher Härteabfall wurde nur in einer Kernzone von 15 cm festgestellt.

Der ungleiche Härteverlauf beiderseits der Auffaserung lässt auf eine asymmetrische Hitzeeinwirkung an dieser Stelle der Passagierkabine schliessen.

Durch Erwärmen von Trümmerstücken in einem Versuchsofen wurden die Temperaturen ermittelt, bei denen sich der gemessene Härteabfall einstellt. Dabei ergab sich, dass nur an einem einzigen Trümmerstück eine Oberflächentemperatur von etwas mehr als 560 °C aufgetreten war.

Die Trümmerteile, welche vor dem Aufprall eine lokale Temperatur von 535 °C bzw. 505 °C aufwiesen, sind aus der Beilage 11 (Vorderteil des hinteren Frachtraumes) sowie der Beilage 12 (Passagierkabinenausschnitt

über dem hinteren Frachtraum) zu ersehen.

5.5.2.4.4 Die Besenbrüche als Zeitmassstab

Für 12 identifizierte Trümmerteile aus dem hinteren Frachtraum, davon 8 aus der Ecke oben rechts, lässt sich dank der aufgefundenen Besenbrüche die Temperatur unmittelbar vor dem Aufprall näherungsweise angeben. Ausserdem kann aufgrund von Gefügeuntersuchungen approximativ die Temperatur eingegrenzt werden, die in gewisser Entfernung von der Auffaserung kurz vor dem Absturz geherrscht hat:

- Das Material des Boden-Längsträgers hatte zu keinem Zeitpunkt des Fluges in 25 bis 28 cm Entfernung von der Auffaserung eine Temperatur von mehr als 160 bis 180 °C. In 16 cm Entfernung betrug die Temperatur sicher mehr als 260 °C.
- Das Material des "Hat-Rack" - Profils hatte zu keinem Zeitpunkt des Fluges in 19 cm Entfernung von der Auffaserung eine Temperatur von mehr als 180 bis 200 °C. In 10 bis 12 cm Entfernung betrug die Temperatur etwa 290 °C.

Da man sowohl beim Boden-Längsträger als auch beim "Hat-Rack"- Profil lokal eng begrenzte Erhitzungen auf über 500 °C nachweisen konnte, steht fest, dass innerhalb der geborgenen Teile ein instationärer Wärmefluss stattgefunden hatte. Diese Teile sind langgestreckt, von relativ grossem Querschnitt, gut isoliert und haben nur unbedeutende Verzweigungen.

Unter Annahme der nachgewiesenen Endtemperaturverteilung über die Länge sowie eines instationären Wärmechlusses führte eine Näherungsrechnung zum Ergebnis, dass die Hitze-Einwirkungsdauer beim Boden-Längsträger etwa 11 bis 13 Minuten betrug. Für das "Hat-Rack"- Profil liess sich eine Hitzeeinwirkungsdauer von 6 bis 8 Minuten errechnen.

5.5.2.5 Möglicher Weg des Feuers und des Rauches vom hinteren Frachtraum in die Kabine

Das Tor des hinteren Frachtraumes wird beim Öffnen in einen Schacht geschoben, in welchem eine 137,5 cm lange und 8 cm breite Öffnung zur Passagierkabine hin lediglich mit einem Stoffstreifen abgedeckt ist, der zudem eine Drückausgleichsöffnung von 7 cm Durchmesser aufweist. Damit besteht eine Verbindung zwischen hinterem Frachtraum und Passagierkabine. Sie kann von 7 cm Durchmesser bis auf einen Schlitz

von 8 x 137,5 cm ausgeweitet werden, wenn der Stoffstreifen, beispielsweise als Folge einer Explosion, reisst.

Die Verbindung befindet sich in der vorderen Ecke des hinteren Frachtraumes oben rechts unweit der Stelle, wo durch die Besenbrüche der Primärbrand nachgewiesen wurde (Beilage 10b).

5.5.3 Triebwerke

5.5.3.1 Feststellungen am Unfallort

Die vier Triebwerke wurden durch den Aufprall zerstört. Die rotierenden Teile wiesen Rotationsreibspuren auf oder wurden durch Torsionsbeanspruchung beschädigt. Die Blechteile waren in Längsachse stark zusammengestaucht. Die grössten Triebwerkbruchstücke waren die Turbinenteile. Sie wurden ebenfalls stark zusammengestaucht.

Wegen der Zerstörung liess sich am Unfallort lediglich feststellen, dass beim Aufprall alle Triebwerke gedreht haben. Mit Hilfe der Serial Nr. von einigen Geraten und Einzelteilen konnte festgestellt werden, wo im Trümmerfeld die Hauptteile der vier Triebwerke lagen.

5.5.3.2 Feststellungen nach Trümmerauslegung

In einer auf dem Boden aufgezeichneten Flugzeugsilhouette wurden die als Triebwerkteile identifizierten Bruchstücke bei den Triebwerkpositionen ausgelegt.

Zustand der einzelnen Baugruppen:

- Von den Lufteintrittsgehäusen waren nur wenige Teile identifizierbar.
- Die Kompressoren waren zum grössten Teil zerstört. Die Rotoren bestanden zur Hauptsache nur noch aus den einzelnen Kompressorscheiben. Die Laufschaufeln waren abgerissen oder in Gegendrehrichtung abgebogen.

Von den Kompressorgehäusen mit den daran befestigten Statorschaufeln fanden sich nur noch wenige grössere Teile. An zwei aus vorderen Gehäuseteilen stammenden Stücken war die geschlossene Stellung der drehbaren Leitschaufeln zu erkennen.

- Die dreistufigen Turbinen und die Fan-Räder wurden durch den Aufschlag und durch Rotation stark beschädigt.
- Die identifizierten Verriegelungsmechanismen und die Betätigungszyylinder der Schubumkehrtoore waren in Vorwärtsschubposition.

- Zwei Vorstellzylinder pro Triebwerk betätigen die drehbaren Kompressorleitschaufeln. Von den total 8 wurden 6 identifiziert. Sie standen alle in der Stellung "Leitschaufeln geschlossen".
 - Von den vier Brennstoffreglern fanden sich zahlreiche Bruchstücke. Die Bestimmung der den Triebwerken zugemessenen Brennstoffmenge oder die Überprüfung der Funktionstüchtigkeit im Moment des Aufschlages war nicht möglich. An einem Bruchstück mit den blockierten Dreharmen Hochdruck- Abstellhahn (Fuel shut-off valve) wurde festgestellt, dass der Hochdruck- Abstellhahn auf Stellung Betrieb stand.
 - Von den vier Brennstoffdruck- und Ablassventilen wurden zwei in den Trümmern gefunden. Beide waren in offener Position blockiert.
 - Bei zwei Brennstoff-Durchflussgebern waren die inneren beweglichen Teile in Stellungen entsprechend 284 kg/h respektive 1020 kg/h blockiert.
- In den untersuchten Brennstoff-Filtern wurden weder Späne noch Schlamm festgestellt.

5.5.3.3 Metallurgische Untersuchung der Brennkammern

Mit Härtemessungen wurde an den Brennkammern untersucht, bei welchen Temperaturen diese Blechteile deformiert wurden. Aus dem Vergleich von Mikrohärtmessungen im Querschliff ergab sich an den untersuchten Stellen eine wahrscheinliche Brennkammertemperatur von ca. 800 °C für den Moment der Verformung. Dies lässt den Schluss zu, dass beim Aufschlag alle Triebwerke liefen und die Brennstoffverbrennung nicht unterbrochen war.

5.5.4 Systeme

5.5.4.1 Steuerung und Auftriebshilfen

- Die Stellung der Höhen-, Quer-, Seitenrudder und Spoiler liess sich nicht ermitteln.
- Höhenflosse-Verstellung: Aus der Lage der Mutter auf der Betätigungsspindel konnte man feststellen, dass die Höhenflosse -3° eingestellt war. Diese Lage entspricht einer hecklastigen Trimmung, die als normal betrachtet werden kann.
- Krüger-Klappen: Aus der Stellung aufgefundener Kolbenstangen der Betätigungszylinder konnte geschlossen werden, dass die Klappen beim Unfall mit grosser Wahrscheinlichkeit eingefahren waren.

- Fowler-Klappen: Aus der Lage der Antriebsmutter der Klappen auf den Spindeln konnte geschlossen werden, dass die Landeklappen beim Unfall ganz eingefahren waren.

5.5.4.2 Elektrisches System

Die Flugzeug-Besatzung hatte um 12.28.20 auf der Funkfrequenz 118.0 MHz gemeldet: "We have electrical power failure" - wir haben elektrischen Stromausfall. Der Empfang dieser Meldung und der durchgehend funktionierende ATC- Transponder, der, wie auf den Radarschirmen auf dem Flughafen Zürich beobachtet werden konnte, ab 12.28.30 auf dem Notcode 77 sendete, beweisen, dass nur ein Teil der Speisung ausgefallen war.

Die elektrischen Kabel waren durch den Aufschlag des Flugzeuges und die dabei entstandene Explosion in viele Stücke zerrissen worden. Sie wurden während der Untersuchung zu einem grossen Teil identifiziert und auf dem Grundriss des Flugzeuges ausgelegt. Die Kabel zeigten über die ganze Länge des Rumpfes Brandspuren, die aber nicht zusammenhingen. An einer einzigen Stelle, auf der rechten Seite zwischen STA 1060 und STA 1082, zeigte sich an einem Kabelstrang ein auffällig zusammenhängendes Brandbild. (Beilage 13). Eine Detailuntersuchung der Brandstelle, die den Kabelstrang trennte, hat mehrere Adern mit elektrischen Brandstellen gezeigt (Beilage 14).

Drei Einzeladern mit elektrisch verursachten Brandstellen konnten identifiziert werden.

Eine Aufstellung der Speiseleitungen, die durch diesen Kabelbaum führen, zeigt, dass sie auf alle 4 Wechselstrom-Hauptsammelschienen verteilt sind. Die einzelnen Kreise sind zwischen 2A und 40A abgesichert. Ein dreiadriges Kabel, das zum hintern Buffet führt, ist pro Phase mit 40A am stärksten belastet und wurde vom NON ESSENTIAL EUS No 1 gespeist.

Ein durch Brand ausgelöster Kurzschluss in einem oder mehreren Kabeln dieses Bundes hat mit grosser Wahrscheinlichkeit die elektrische Speisung derart beeinflusst, dass die Synchronisationsschiene von den Generatoren getrennt wurde und damit vorübergehend der PILOT ESSENTIAL BUS stromlos wurde. Ob einzelne Generatoren zusätzlich auch von ihren BUS getrennt wurden, konnte nicht abgeklärt werden. Sicher ist nur, dass ESSENTIAL BUS No 3 während des ganzen Fluges ohne Unterbruch gespeist war.

Es konnte festgestellt werden, dass im Moment des Absturzes alle BUS gespeist waren.

5.5.4.3 Funk- und Radionavigationsausrüstung

Das Funkprotokoll ergab, dass der Funkverkehr vom Start bis 12.28.20, - der Meldung "we have electrical power failure" -, die kurz nach anderen Meldungen auf 118.0 MHz gemacht wurde und bei der beide Piloten ohne Interferenzerscheinungen zeitweise gleichzeitig sprachen, störungsfrei funktionierte. Weil keine Interferenz auftrat, müssen in diesem Moment beide Piloten die gleiche VHF-COM Anlage benützt haben. Nach dieser Meldung kam noch die Aufforderung "go ahead" von der Besatzung, ohne dass die Bodenstation eine Meldung übermittelt hatte. Die nächste Meldung der Bodenstation um 12.28.30 wurde nicht quittiert.

Ein Interferenzgeräusch lässt vermuten, dass ca. 12.29.50 das Flugzeug aufrufen wollte, ohne jedoch gehört zu werden, da die Bodenstation gleichzeitig eine Meldung durchgab.

Den Piloten gelang es nach 2 min 30 s auf der Tower-Frequenz 118.1 MHz die Verbindung wieder herzustellen. In dieser Zeit haben die Piloten auch die Sauerstoffmasken angezogen, da von nun an der Funkverkehr über diese Masken geführt wurde. Für den Rest des Fluges waren keine Störungen im Funkverkehr mehr feststellbar, abgesehen davon, dass gelegentlich Boden und Flugzeugbesatzung gleichzeitig sendeten, weshalb nicht alle Meldungen der Besatzung empfangen werden konnten.

Der letzte Funkspruch endete um 12.33.56, 18 Sekunden vor der Aufschlagzeit.

4 COM/NAV-Empfänger wurden geborgen. Da sie identisch sind und je zwei Einheiten für den Funkverkehr und zwei für die Radionavigation verwendet werden, liessen sie sich nicht nach ihrer Verwendung einordnen. Die Untersuchung ergab, dass die Heizfäden der Röhren im Moment des Absturzes unter Spannung standen.

Die Funkmeldung um 12.27.30 "... request GCA approach our navigation is not ok" könnte auf einer Beeinträchtigung der Antennenanlage, deren Empfangsantennenkabel auf der linken Seite über den hinteren Frachtraum führt, beruhen.

Ein Versuch mit diesem Antennenkabel Typ FX 14-50 ergab, dass bei Temperaturen über 120 °C das Kabel ausfällt.

Die Untersuchung des Marker-Beaconempfängers ergab, dass die geborgenen Röhren beim Absturz geheizt waren.

5.5.4.4 Instrumente

Nur ein kleiner Teil der Instrumente könnte geborgen und identifiziert

werden.

Flight Director Horizon HZ-4: Die Sphäre ist in der Stellung 60° nose down und 65° left wing down blockiert.

Nothorizont: Die Sphäre ist in der Stellung nose down > 20° left wing down > 45° blockiert.

Geschwindigkeitsmesser: An beiden Skalen wurden Zeigerabdruckspuren bei den Marken 330 bis 340 kt IAS festgestellt.

Nach Untersuchung des KIPIS-Ghassis kann mit grosser Wahrscheinlichkeit angenommen werden, dass sowohl das Piloten- als auch das Copilotensystem im Moment des Absturzes funktionierte.

Die Auswertung der KIPIS anhand der Stellung der Einzelteile der Rechenwerke ergab für den Zeitpunkt des Absturzes:

	Höhe über Meer	Fluggeschwindigkeit
Pilot	1500 resp. 1571 ft	422 kt (IAS)
Copilot	2500 resp. 2619 ft	422 kt (IAS)

Der Umstand, dass die Werte für die IAS von den aus den Geschwindigkeitsmessern ermittelten Werten abweichen, ist daraus zu erklären, dass diese Instrumente bei Verlust des Totaldruckes (z.B. durch Zerstörungen des Pitot-Systems beim Absturz) viel rascher auf Null zurücklaufen als die Mach-Achsen im KIFIS-Chassis, das eine bedeutend grössere Trägheit besitzt.

Vom magnetisch-gyroskopischen Kompass-System konnten Teile der beiden Kurskreisel geborgen werden. Sie müssen beim Absturz gedreht haben. Drehzahl und angezeigter Kurs beim Unfall liessen sich nicht feststellen.

Triebwerk-Schmierstoff:

- Schmierstoff-Vorratsanzeige: 1 Zeiger bei 2.8 Gallonen und 1 Zeiger bei 3.4 Gallonen blockiert.
- Schmierstoff-Druckanzeige: 1 Zeiger bei 72 psi blockiert.
- Schmierstoff-Temperaturanzeige: 1 Zeiger bei 85 °C blockiert.
1 Zeiger bei 90 °C blockiert.
- Kabinendruck-Überwachung: Kabinenhöhe-Variometer
Zeigerspuren bei 900 ft/min

- down.
- Kabinendruck-Regler: Barometrische Druckeinstellung
1009 - 1012 mb
- Flughöhen-Einstellung 38'000 ... 39'000 ft

5.5.4.5 Klimaanlage

Infolge Zerstörung der Anlage konnte die Betriebsart, in welcher die Klimaanlage arbeitete, nicht eindeutig ermittelt werden. Da die Detailuntersuchung zum Schluss führte, dass ein Turbokompressor im Moment der Zerstörung drehte und der andere stillstand, fallen die Betriebsarten "Normalbetrieb" und "Stauluftbetrieb" ausser Betracht. Die Anlage arbeitete somit im Zeitpunkt des Aufpralls in der Betriebsart "Reduzierter Normalbetrieb" (1 Turbokompressor) oder "Mischbetrieb" (1 Turbokompressor und Druckluft aus den Triebwerken). Der Zeitpunkt, in welchem die Anlage umgestellt wurde, liess sich nicht ermitteln. Diese Betriebsarten kommen zur Anwendung, wenn ein Turbokompressor ausfällt oder die Verfahren gemäss Emergency Check-List "Smoke Evacuation" teilweise durchgeführt werden. Die beiden Druckreguliertventile waren während des Fluges offen und somit funktionstüchtig.

An diesen Ventilen konnte festgestellt werden, dass sie nicht elektrisch in eine Endstellung gebracht wurden.

Die Untersuchung der beiden Freon-Kompressoren ergab, dass sie im Moment des Absturzes nicht drehten, d.h. die in die Klimaanlage eintretende Luft nicht gekühlt wurde.

Untersuchungen an verschiedenen Teilen des Frischluft-Verteilersystems haben im Rohrrinnern keine Rückstände von Abbrandprodukten gezeigt. Dagegen weist das Innere von Rohrstücken, welche durch Abluft aus dem Cockpit und aus dem Buffetgebiet durchströmt sind, Ablagerungen auf.

5.5.4.6 Sauerstoffanlage

Obwohl schon 12.26.01 Uhr die Besatzung Feuer an Bord gemeldet hatte wurde erst ab 12.30.50 der Funkverkehr über die Sauerstoffmasken geführt.

- Cockpit-System: Der Behälter konnte geborgen werden und zeigt, dass das Ventil offen und die Überdruckmembrane intakt sind. Das Absperrventil zwischen dem Cockpit- und dem Kabinensystem stand in geschlossener Stellung.

- Kabinensystem: Die drei Behälter wurden verbeult und nicht geborsten vorgefunden. Die Ventile mit den Manometern waren abgeschlagen und in offener Stellung.

Die Überdruckmembrane waren nicht durchstossen. Ein Schalter für die manuelle Betätigung des Passagiersystems wurde in der Stellung "zu" gefunden.

Von den 168 Drehventilen zu den Passagiermasken wurden 128 Stück gefunden, wovon 40 in offener, teilweise überdrehter, 86 in geschlossener Stellung, und 2 in unbestimmbarer Stellung. Ungefähr die Hälfte der Masken konnte ganz oder teilweise geborgen werden. Zum Teil wiesen sie Brandspuren auf.

Von den 8 tragbaren Sauerstoff-Geräten wurden alle Behälter sowie 7 Ventile gefunden, 5 waren in offener und 2 in geschlossener Stellung.

5.5.4.7 Feuerbekämpfungsausrüstung in der Kabine

- Wasser-Feuerlöscher: der Zustand der aufgefundenen Teile liess erkennen, dass Geräte bereitgestellt worden waren, ohne dass sich über ihre Verwendung etwas aussagen liesse.
- CO₂-Feuerlöcher: die 3 verbeulten, aber nicht geborstenen Behälter wurden aufgefunden. An den Handgriffen fehlten die Sicherungsdrähte, und die Ventile waren abgeschlagen. Eine Aussage über ihre Verwendung ist nicht möglich.

5.5.4.8 Fahrwerk

Die Radbremsen zeigten keine Überhitzungserscheinungen und alle Schmelzsicherungen waren intakt. Die Reifen zeigten Brandspuren, die nicht mit Spuren an den Felgen in Übereinstimmung gebracht werden konnten.

Das Fahrwerk war beim Absturz eingefahren und verriegelt.

5.5.5 Mutmasslicher Flugzustand im letzten Teil des Flugweges

Wird ein Flugweg gemäss Beilage 5 und eine Fluggeschwindigkeit von 422 Knoten IAS beim Aufprall angenommen, so lässt sich aus den flugmechanischen Bedingungen nachweisen, dass das Flugzeug bei einer mit Leerlaufschub geflogenen Kurve den Boden mit einer Querneigung von 50° und einer Flugbahnneigung von etwa 11° erreicht haben müsste.

Aufgrund der Auswertung photogrammetrischer Aufnahmen der

Einflugzone des Flugzeuges in den Wald und der abgescherten Bäume ergab sich für die letzte Phase des Fluges ein Azimut der Absturzrichtung von etwa 118° rechtweisender Kurs. Die Querlage betrug ca. 50° und stimmt weitgehend mit dem durch Näherungsrechnung ermittelten Wert überein.

Nach den Schlagspuren betrug die Flugbahnneigung unmittelbar vor dem Aufschlag etwa 32° , war also ungefähr dreimal so steil wie sie bei einer mit Leerlaufschub geflogenen Kurve von 50° Querneigung sein müsste.

Die Fluggeschwindigkeit war mit grosser Wahrscheinlichkeit in der letzten Flugphase nicht konstant, sondern nahm ständig bis auf den gesicherten Wert von 422 Knoten zu.

5.5.6 Auswirkungen eines geöffneten Cockpitfensters

Um die Auswirkungen abzuklären, die sich durch das Öffnen eines Cockpitfensters während des Fluges ergeben, wurde mit einer Coronado ein Versuchsflug durchgeführt.

Nach Absenken des Kabinendruckes in einer Höhe von 8000 ft auf den Aussendruck, liess sich das linke Cockpitfenster im Geschwindigkeitsbereich zwischen 200 und 310 kt (IAS) ohne weiteres öffnen und schliessen.

Die in der Passagierkabine und Bordküche vorgenommenen Untersuchungen der Luftströmungen mit Wollfaden zeigten, dass nach dem Öffnen eines Cockpitfensters, bei gleichzeitig geöffneter Cockpittüre, keine merkliche Änderung der Luftzirkulation eintrat. Nur im Cockpit war in einem Abstand von höchstens 20 cm von der Fensteröffnung ein mässiger Sog nach aussen festzustellen.

Die Strömungsgeräusche im Cockpit waren schon bei 200 kt (IAS) derart laut, dass eine Verständigung unter den Besatzungsmitgliedern nur noch durch Zeichensprache möglich war. Sofern die Besatzung mit aufgesetzter Sauerstoffmaske (mit in der Maske eingebautem Mikrophon) sprach, war eine gegenseitige Verständigung über das Flight-Interphone-System möglich, wenn der jeweils Angesprochene beide Kopfhörermuscheln mit den Händen an die Ohren presste.

Mit aufgesetzter Sauerstoffmaske und geöffnetem Cockpitfenster versuchte der Pilot im erwähnten Geschwindigkeitsbereich mit der ATC Zürich den Sprechfunkverkehr aufzunehmen. Dies gelang jedoch nicht, weil der Lärm im Cockpit viel zu gross war.

Die ATC bezeichnete die Aufrufe des Piloten als unverständlich.

5.6 Spurenanalyse

5.6.1 Meteorologische Einflüsse auf die Trümmerteile

Die Resultate der labortechnischen Trümmeruntersuchung wurden stark beeinflusst durch die ausserordentlich ungünstigen meteorologischen Bedingungen während der Bergung der Trümmer.

5.6.2 Explosion beim Aufschlag

Die Tatsache, dass bereits 15 m nach dem Aufschlagsort des linken Flügelendes beschmauchte Teile aufgefunden wurden, deren Bruchkanten ebenfalls beschmaucht waren, zeigt, dass die Beschmauchung dieser Teile in einer früheren Absturzphase erfolgt sein muss. Es handelt sich dabei um Teile, die bis 80 cm tief in den Waldboden eingedrungen sind. Sie können somit von einem späteren Oberflächenbrand nicht tangiert worden sein. Die Analyse der Berussung zeigt unzweifelhaft, dass es sich um einen Flüssigkeitsruss handelt, da keine verglimmten festen Partikel, sondern eine äusserst hohe Homogenität des Russes festzustellen ist. Dieses Spurenbild lässt sich nur so erklären dass beim Absturz in den Wald Brennstofftanks mindestens beschädigt, beispielsweise aufgeschlitzt, und grössere Mengen Kerosin zerstäubt wurden. Die Zerstäubung und Mischung mit der Luft war so intensiv, dass die Nebel auch unter dem Flammpunkt des Kerosins von 50,5° C zündbar geworden waren. Als Folge davon hatten sich explosionsähnliche Vorgänge abgespielt. Als Beweis für einen riesigen Feuerball dienen vor allem die von einem Zeugen unmittelbar nach der Explosion gemachten Fotos. Es handelt sich um einen Rauchpilz, der sich schon verflacht hatte. Wichtig; für die Beurteilung des nachfolgenden Brandes ist, dass der Rauchpilz nur einen fadenförmigen Stamm aufweist. Es kann sich somit beim Hauptbrand nur um eine kurzfristige thermische Einwirkung; gehandelt haben.

Über die Menge des explodierten oder verpufften Kerosins können keine genauen Angaben gemacht werden. Die Explosion des verpufften Kraftstoffes dürfte die Sekundärzerstörung des Flugzeuges verursacht haben.

In der letzten Phase des Absturzes überlagerten sich mindestens drei Vorgänge: die Kollision des Flugzeuges mit dem dichten Waldbestand, die mechanische Zertrümmerung einzelner Partien des Flugzeuges beim Kontakt mit dem Boden, sowie ein explosionsartiger Abbrand von Kerosin, der alles erfasste, was sich zu jenem Zeitpunkt noch nicht in den Boden eingedrungen hatte. Ausser dem verpuffungsähnlichen Abbrand grösserer

Flüssigkeitsmengen fanden auf dem Unfallgelände lokale Brände statt. Es handelt sich beim verbrannten Material um Teile von Pneus, Sitzen, Schumstoffpolsterung, Innenverkleidung sowie um Fracht, Post und Effekten.

5.6.3 Der primäre Brandherd

Die Untersuchung der Flugzeugtrümmer führte zum Ergebnis, dass verschiedene Teile bereits vor dem Aufprall gebrannt oder dem direkten Feuer ausgesetzt waren oder Temperatureinwirkungen eines Brandes erfuhren. Ob es sich dabei um Spuren eines Primärbrandes vor dem Aufprall oder um solche eines Sekundärbrandes am Boden handelte, lässt sich durchwegs aufgrund der Bruchstellen feststellen, weil primär geschädigte Teile, wenn sie nicht zusätzlich in einen Brand auf dem Waldboden geraten sind, Bruchflächen aufwiesen, die unbeschmaucht, nicht berusst oder gar verschmolzen sind. Die Einordnung ins Umgebungsspurenbild zeigt in vielen Fällen, dass die thermische Schädigung erst am Boden erfolgt sein kann. Weiter lässt sich an gewissen primär geschädigten Teilen zeigen, dass sie in ihrer ursprünglichen Lage von einer gerichteten Hitzeeinwirkung erfasst worden sind und nicht in einem Flächenfeuer lagen oder in einem Hitzestau geschädigt wurden. Derartige Teile fand man nur in der Zone des hinteren Frachtraumes vorne rechts sowohl an den Stoffverkleidungen (Panel) wie auch an den zugehörigen Strukturteilen, insbesondere an der Schiene zum Frachttor. Diese am Flugzeug eindeutig lokalisierbaren Teile mit Primärscheiden zeigen, dass die Schadenintensität von der rechten oberen Ecke aus nach allen Richtungen hin sukzessive abnahm. Die eingehende Überprüfung dieser Zone und deren Umgebung ergaben im Weiteren, dass die Brandentwicklung in den oberen Partien der Postladung erfolgte. So waren die unteren Teile der Frachtraumauskleidung nicht berusst und auch thermisch nur schwach oder überhaupt nicht belastet. Nur in einer eng begrenzten Zone der Auskleidung war der glasfaserverstärkte Kunststoff vollständig ausgeglüht. Während in den benachbarten Partien verkohlte Rückstände des Kunststoffes im Glasgewebe nachgewiesen werden können, nahm mit zunehmender Entfernung die thermische Schädigung ab. Das gleiche gilt für die Strukturteile der fraglichen Zone, so dass sich in der Ecke vorne oben rechts des hinteren Frachtraumes (Hold 3) der primäre Brandherd lokalisieren liess.

5.6.4 Ausdehnung des Primärbrandes im Zeitpunkt des Absturzes

5.6.4.1 Spuren der Brandausbreitung in Kabine und Cockpit

Die Fenster im Kabinenraum stellen eine Kombination von Druck- und Sonnenfenster dar. Die äusseren Druckfenster bestanden aus zwei Scheiben mit einem Zwischenraum von 4 mm. An diesen wurden ausser mechanischen Beschädigungen entweder keine thermische Belastung oder eine Brandschädigung festgestellt, die auch über Bruchkanten hinweg führte, was unzweifelhaft als sekundär zu werten ist. Von den Sonnenscheiben war der grösste Teil der Splitter einseitig berusst. Einige davon wiesen Spuren einer einseitigen primären Hitzeeinwirkung auf. Andere Stücke zeigten auch über die Bruchkanten hinweg Brandschädigungen. Dieses Material liess sich insofern räumlich zuordnen, als von STA 1049 nach vorne die Sonnenscheiben dünner waren als gegen das Heck hin. Die einseitige Schädigung wurde an beiden Scheibenarten gefunden. Bei der dünnen Sorte liess sich anhand von grauen Lackauflagerungen, an der dicken Sorte anhand der Randprofile nachweisen, dass die Beschmauchung und Hitzeeinwirkung von der Kabinenseite her erfolgt war. Die intensive Berussung der Scheibeninnenflächen lässt auf einen dichten Qualm schliessen. Diese Befunde stimmen mit der Beurteilung der Schäden an gerollten Sonnenstoren überein. An diesen konnte eine von der Kabinenseite her gerichtete Hitzeeinwirkung festgestellt werden.

Weil das Sonnenfenstermaterial relativ leicht entflammbar war, konnte es keinesfalls einer langfristigen Einwirkung, insbesondere nicht einem intensiven Wärmestau ausgesetzt worden sein.

Weitere Hinweise für die Brandausdehnung im Kabinenraum gibt ein kabinenseitig beschmauchtes Teilstück eines rot eingefärbten Plexiglasschildes mit der Aufschrift "EM..." (EMERGENCY EXIT) . Es handelt sich um ein primär geschädigtes nicht lokalisierbares Teilstück eines Notausganges.

Ein ähnliches Bild zeigte ein Teilstück mit der Aufschrift "...EN SEA..." (FASTEN SEAT BELT). Es wies auf der Kabinenseite in den äusseren Partien eine starke Berussung auf. Eine Schädigung durch einen Brand am Boden liess sich anhand der sauberen Bruchflächen und der sauberen Rückseite ausschliessen. Eine räumliche Zuordnung dieser Schrifttafel war nicht möglich.

Ein Teilstück aus einem Convenience Pod (individuelle Beleuchtungs- und Beleuchtungseinrichtung für Passagiere) wies in der Kunststoffpartie thermische Belastungen und eine Beschmauchung auf. Die Bruchkanten waren blank. Hinweise dafür, dass die mechanische Zerstörung am bereits erhitzten Material erfolgte, sind Erweichungsdeformationen, die

durch Hitzeeinwirkungen entstanden. Die Bruchränder waren weder thermisch geschädigt noch berusst.

Ein analoges Spurenbild zeigten die Leselampengehäuse (Eyeballs). Von den 92 identifizierten Leselampengehäusen wiesen 21 an der Aussenseite schwarze, teilweise schräg verlaufende, scharf abgegrenzte Ablagerungen auf. Diese waren offensichtlich entstanden, bevor die Deformationen erfolgten. Dieses Spurenbild lässt sich so erklären, dass die intakten Eyeballs in der Passagierkabine vor dem Aufprall berusst worden waren, was auf eine intensive Verqualmung während des Fluges hinweist.

Der Zustand der Sitzgurten deutet darauf hin, dass beim Aufprall Passagiere noch angeschnallt waren. Einzelne Gurten, die zerrissen sind, aber keine thermischen Schäden aufweisen, zeigen, dass auf der Höhe der Sitze nicht die ganze Kabinenzone thermisch geschädigt wurde. Zum gleichen Resultat führte die Untersuchung des Sitzmaterials.

Aus dem Zustand der Schultergurten im Cockpit ergibt sich, dass die Besatzung angeschnallt war.

Der Zustand zahlreicher Kleidungsstücke lässt den Schluss zu, dass nicht alle getragenen Stücke bereits in der Luft thermisch belastet wurden.

Die Überprüfung aller Bodenteppich-Fragmente erlaubt die Aufteilung der Stücke in rein mechanisch geschädigtes sowie einseitig und beidseitig thermisch belastetes Material. Der hohe Zerfetzungsgrad und die Tatsache, dass viele der Teppichfragmente erst bei der Explosion des Kerosins in einen Glimmbrand gerieten, erlauben keine räumliche Zuordnung.

Die genannten Indizien lassen somit erkennen, dass ein Brandübergriff in die Passagierkabine stattfand, allerdings erst in einer späten Phase des Fluges. Für ein Feuer im Cockpit liegen keine Anhaltspunkte vor.

Aufgrund mehrerer Schmelzerscheinungen an Leichtmetall-Trümmerteilen des Flugzeuges liessen sich Intensivbrandherde (Feuer, das mindestens kurzzeitig hohe Temperaturen erzeugt) nachweisen. Derartige Verschmelzungen fanden sich beispielsweise an Sitzen der Touristenklasse, am Spant 1464 und an der Seitenleitwerksflosse. Verschiedene Schmelzschäden waren mit grosser Wahrscheinlichkeit erst bei Bränden am Boden aufgetreten.

Bei der Brandausbreitung und der Beurteilung der Brandbelastung ist zu berücksichtigen, dass es sich beim Frachtraum, bei der Kabine und beim Cockpit um relativ kleine Räume handelte. Wichtig ist die Tatsache, dass der Brand in der rechten vorderen Ecke des hintern Frachtraumes durch

die Druckausgleichsöffnung in den Kabinenraum übergreifen konnte, weil durch Explosionsdruck oder Feuereinwirkung die Stoffabdeckung der Öffnung zerstört worden war. Das Gesamtspurenbild deutete auf einen längerdauernden isolierten Brand im Frachtraum hin, der erst wenige Minuten vor dem Absturz als offenes Feuer in die Kabine übergriff. Dieser Brand konnte eine derartige Wärmemenge an die Kabine abgeben, dass die Erhitzung und Inbrandsetzung der obersten Partien bis auf die Höhe der Fenster innert wenigen Minuten möglich wurde.

5.6.4.2 Postsäcke

Bei der Trümmersuche fand man vorwiegend nur noch Bundreste von Postsäcken. Diese liessen sich insgesamt 17 Säcken zuordnen: 2 schwedische, 5 deutsche und 10 schweizerische Säcke.

Alle Teilstücke zeigten Spuren von mechanischen Zerzeissvorgängen. Teile von 14 Säcken wiesen auch Seng- und zum Teil Brandspuren auf (Beilage 15). Vier schweizerische, ein deutscher und ein schwedischer Sack wiesen ausserdem charakteristische Einschuss- und Durchschussbeschädigungen auf, wie sie Splitter bei einer Explosion erzeugen (Beilage 16). Typisch für eine solche Splitterwirkung in Kunststofftextilien ist, dass die mechanisch erzeugten Spuren nicht nur schmale Sengränder sondern teilweise auch verschmolzene Randzonen aufweisen (Beilage 17). Dies spricht für einen Kontakt mit heissem Splittermaterial. Die Tatsache, dass man lediglich an 6 Säcken solche Spuren gefunden hat, ist ein Hinweis dafür, dass die Explosion nicht ein grosses Ausmass erreichte. Der Zerfetzungsgrad der aufgefundenen Sackteile war an keinem so hoch, dass man daraus schliessen könnte, in welchem Sack die Explosion stattfand. Es ist nicht möglich auszusagen, ob die Einschläge von innen nach aussen oder umgekehrt erfolgten.

Sicher befanden sich diese 6 Säcke entweder im Sprengzentrum oder in seiner unmittelbaren Nähe.

Die Tatsache, dass die Randzonen der durch Splittereinschläge entstandenen Löcher in den Baumwoll- wie in den Kunststoffsäcken versengt waren, ist ein Indiz dafür, dass der nachgewiesene Primarbrand in den vorderen Partien des hinteren Frachtraumes als Folge einer Explosion zu werten ist, weil sehr heisse Splitter entstanden.

Das Explosionszentrum befand sich mit grosser Wahrscheinlichkeit nicht in der Nähe der Bordwand. Aufgrund der Beurteilung am Sackmaterial ist zu schliessen, dass die Explosion in der oberen Partie des Frachtraumes erfolgt sein muss.

5.6.4.3 Schäden an den Frachtnetzen

Eine weitere Übereinstimmung mit dem erwähnten Spurenbild ergab sich bei den Frachtnetzen. Obgleich diese nicht ohne weiteres einem bestimmten Hold zugeordnet werden konnten, liess sich doch eines der Netze mit der Randpartie der Explosionszone identifizieren. Nur dieses wies ausser Schäden, die durch Zugbeanspruchung entstanden waren, Durchschüsse auf. Etwa in der Mitte des Netzes waren 5 Strippen mechanisch abgetrennt. Die Trennstellen lagen annähernd auf einer Geraden. Weiter fanden sich am Netz zahlreiche Beschädigungen, die sich nur mit der Lage dieses Netzes am Rande eines Explosionsherdes erklären lassen. (Beilage 18).

5.6.5 Primärexplosion

5.6.5.1 Auslösemechanismus

In den Trümmern wurde eine geringfügig verkrümmte Montagescheibe eines Instrumentes aus verzinktem Stahlblech gefunden mit einer daran befestigten Skala aus Aluminium. Es handelte sich um Teile eines Höhenmessers (Beilage 19). Auf der rechten Seite war eine Kupferfeder in einer Bohrung auf der Aluminiumskala montiert. Die Montagescheibe zeigte im Zentrum der Rückseite zahlreiche Rostansätze, deren Durchmesser im Mittel etwa 1 mm betragen. Ausserdem wiesen die drei Schrauben, wo sie Kontakt mit der Montagescheibe hatten, lokalisierte Rostspuren auf, wie sie für Teile typisch sind die in der Nähe eines Explosionszentrums waren. Während die Vorderseite der Skala leicht berusst war, konnten an den inneren Partien und auf der Rückseite der Montagescheibe keine Rostspuren gefunden werden. Dies ist ein Indiz dafür, dass die Berussung der Skala bei der Primärexplosion erfolgt ist und spricht ebenfalls für die Anwesenheit des Blattes in der Nähe eines Explosionszentrums. Die Skala wies zwei verschiedenartige Deformationen auf. Unterhalb des Wortes "Altimeter" fanden sich im rechten Unterteil Druckdeformationen. Eine andere Art von Verformungen fand sich im linken Oberteil. Dort wurde der Rand auf zirka 40 % des Umfanges bis zu 6 mm eingebördelt. Diese Bördelung überlagerte sich mit einer vorbestandenen Deformation. Auf der linken Seite zeigte sich der Abdruck eines Schraubenkopfes, was darauf hindeutet, dass in einer ersten Phase ein hoher Druck von vorne her auf die Skala wirkte und in einer zweiten Phase von hinten her die Umkrepelung erfolgte. Beim geringen Gewicht des Höhenmessers war die erste Phase der Deformation nur in der Nähe eines Explosionszentrums möglich, während die Umkrepelung auf die Gegenseite vermutlich beim Auftreffen des

zerstörten Höhenmessers auf den Boden erfolgte. Spuren von Glas fehlen. Dies ist ein Hinweis dafür, dass das Deckglas mit grosser Wahrscheinlichkeit nicht aufgesetzt war. Zwischen der Montagescheibe und der Skala sowie auf der Skalavorderseite fand man Erdspuren. Der Kontakt des aufgefundenen Stückes mit dem Boden erfolgte also in einem Zeitpunkt, als der Höhenmesser bereits auseinandergerissen war.

Alle vorhandenen Teile des Höhenmessers wurden auf Abänderungen untersucht. Es fanden sich jedoch weder Lot-, Leim- noch Kontaktstellen, die auf eine Verwendung des Höhenmessers als Auslösemechanismus hinweisen.

Wichtig zur Bestimmung des Ortes, an dem sich der Höhenmesser im Flugzeug befand, erwiesen sich anhaftende Plastikperlen von ca. 0,05 mm Durchmesser. Gleichartiges Material wurde am Gepäckpostsack Nr. 8 und am ausgefransten, Durchschüsse aufweisenden, Frachtnetz gefunden. Diese Indizien weisen darauf hin, dass sich der Höhenmesser im Hold 3 in unmittelbarer Nähe des Explosionszentrums befand.

Es handelt sich um ein billiges Massenprodukt (Beilage 20).

5.6.5.2 Der verwendete Sprengstoff

Beweiskräftige Spuren über die Zusammensetzung des Sprengstoffes wurden nicht gefunden. Das Explosionszentrum war indessen so typisch ausgebildet, dass es sich keinesfalls um eine diffuse Explosion gehandelt haben kann, sondern um eine echte Explosion eines Sprengkörpers. Aus dem "sauberen" Abbrand bei hoher thermischer Schädigung und vor allem aus der kleinen Malmzone ist zu schliessen, dass der Explosivstoff im Zeitpunkt der Explosion nur noch wenig brisant, möglicherweise überaltert war.

5.6.5.3 Überprüfung des Postsendungen

Hold 3 war nur mit Post beladen gewesen. Aufgrund aller zugänglichen Unterlagen ermittelte man den Inhalt aller an Bord der HB-ICD geladenen Postsendungen. Soweit es sich um brandgefährliche oder -gefährdete Produkte handelte, wurden sie einzeln, gemischt und in Kontakt mit Verpackungsmaterialien Thermoanalysen unterzogen. Es ergaben sich keine Anhaltspunkte dafür, dass es sich um instabile oder mit Luftsauerstoff, respektive mit andern Komponenten reagierende, Wärme abgebende oder gar explosive Substanzen handelte. Die Materialüberprüfungen weisen auf keine Produkte hin, die zu einer Selbstentzündung neigten.

5.6.5.4 Tarnung des Sprengkörpers

Da der Sprengkörper möglicherweise als Plattenspieler, Radio-, Tonband- oder Fernsehgerät getarnt war, wurden alle geborgenen Apparateile auf Spuren eines Intensivbrandes oder einer Explosion untersucht. Das Resultat war negativ.

5.6.5.5 Rauchwurfkörper

Auf dem Gelände des Trümmerfeldes wurden ein ausgebrannter Rauchwurfkörper amerikanischer Provenienz der Sorte "M18 yellow" (Smoke) und eine dazugehörige Büchse der gleichen Laborierung gefunden. Untersuchungen ergaben, dass sich dieser Rauchwurfkörper nicht an Bord der HB-ICD befunden haben konnte.

5.6.6 Verqualmung im Flugzeug

5.6.6.1 Verbrennungsprodukte

Um von festgestellten Rauchablagerungen auf die Herkunft des Rauches, den Ort des Feuers und auf die Ausbreitung des Rauches schliessen zu können, wurden von den zum Bau des Flugzeuges verwendeten nicht-metallischen Werkstoffen Verbrennungsprodukte hergestellt und analysiert. Es zeigte sich, dass die verwendeten Kunststoffe zum Teil dieselben Verbrennungsprodukte liefern wie die Hydraulikflüssigkeit Skydrol. Es handelt sich dabei um phosphorhaltige Abbrandprodukte, die von der Trikresylphosphat-Komponente stammen. Aufgrund von über 190 Analysen der Depositen ab verschiedenen Flugzeugteilen ergab sich, dass fast an allen diesen Rumpfteilen phosphorhaltige Ablagerungen vorhanden waren. Ob es sich dabei um verbranntes Skydrol oder um Rückstände von verbranntem PVC (Polyvinylchlorid) handelte, konnte nicht ermittelt werden.

5.6.6.2 Rauchentwicklung

Eine Gesamtfläche von 2600 bis 5800 cm² der oberen Auskleidung des hinteren Frachtraumes war verbrannt oder versengt. Wie Versuche in einer "Standard Brennkammer" ergaben, brennt das Auskleidungsmaterial nur in einem unterhaltenen, intensiven Feuer. Daraus folgt, dass die beobachtete Verbrennung oder Versengung mit Sicherheit nicht auf das kurze Sekundarfeuer nach dem Aufprall des Flugzeuges zurückzuführen ist, sondern auf einen länger dauernden, durch andere brennbare Materialien unterhaltenen Brand während des Fluges.

Die Versengung eines Probestückes von 3 cm² füllte ein Brennkammervolumen von 0,096 m³ mit einem Rauch, der auf 35 cm

Schichtdicke nur schwer durchsichtig war.

Die effektiv verbrannte Fläche hatte demnach ein Luft-Rauchgemisch von 86 bis 193 m² mit einer auf eine Distanz von 35 cm beschränkten Durchsichtigkeit ergeben.

Bei Annahme einer gleichmässigen Verteilung des Rauches auf das ganze, von der Kabinendruck-Anlage bediente Rumpfvolumen (Cockpit, Passagierkabine, Frachträume und Elektronik-Abteil) von total etwa 270 m³ und unter der Voraussetzung, dass keine Frischluft dazu kam, lässt sich eine durch den Rauch der Frachtraum-Auskleidung allein behinderte kritische Sichtweite von 0,5 bis 1 m errechnen. Die zusätzliche Rauchentwicklung durch andere im hinteren Frachtraum und dessen Umgehung brennende Stoffe musste eine weitere erhebliche Reduktion der Sichtweite verursachen.

5.6.6.3 Rauchausbreitung

Beide Luftauslassventile hinter dem Elektronik-Abteil und im Heck gaben einen weiteren Hinweis auf Verqualmung. Im Teerbelag, der hauptsächlich aus nikotinhaltigen Ablagerungen bestand, fand man auch Ablagerungen von verbrannten Trikresylphosphat. Da die Bruchstellen blank waren oder nur Erdverschmutzungen aufwiesen, dürfte es sich um primäre Ablagerungen handeln. Dies bedeutet, dass entweder verbrannte Hydraulikflüssigkeit oder Qualm von verbranntem Kunststoff, mit Trikresylphosphat als Weichmacher, Durchgang durch die Ventile hatte. Die Ergebnisse der Untersuchung der Luftschläuche zu den Frischluftdüsen, des Luftverteilorohres entlang der Kabine, des Zuluftrohres der rechten hinteren Toilette und des Hauptluftverteilkanales weisen drauf hin, dass der Rauch durch die Kabine ins Galley gelangte. Ausser erdigem Material konnten im Innern dieser Luftkanäle keinerlei Ablagerungen nachgewiesen werden.

5.6.6.4 Rauchbeseitigung

Die vorgeschriebenen Notmassnahmen bei Auftreten von Rauch sind nur für die Beseitigung kleinerer Rauchmengen ausreichend. Im konkreten Fall war es der Besatzung nicht möglich, wirksame Massnahmen zur Beseitigung des intensiven Rauches durchzuführen.

5.6.7 Spurenbildvergleich der Sprengstoffanschläge vom 21. Februar 1970 auf Caravelle Austrian Airlines (AUA und HB-ICD)

Beim Anschlag auf die Caravelle der AUA liess sich als Sprengzentrum ein Paket mit einem Radioempfänger älterer Bauart identifizieren. Die

Malmzone des Sprengzentrums konnte dabei im Radio lokalisiert werden. Am Chassis und auf einzelnen Holzstücken des furnierten Kunststoffgehäuses des als Tarnmaterial verwendeten Radios fanden sich intensive Beschmauchungen. Die Zündung des Sprengstoffes erfolgte ohne Zweifel elektrisch. Da in der Umgebung des Radios noch Teile eines Höhenmessers gefunden wurden, in dessen Plastikgehäuse zwei Kabel eingeführt waren, war man mit grosser Sicherheit in den Besitz des Kontaktmechanismus zur elektrischen Zündung gelangt. Es handelte sich dabei um einen Höhenmesser ("Altimeter"), wie er sowohl in Deutschland als auch in der Schweiz verkauft wird.

Die Explosion in der Caravelle und in der Coronado waren in der Brisanz des Explosivstoffes und der Ladungsmenge sehr ähnlich. In der Caravelle lag der Sprengkörper in der Nähe der Aussenbeplankung und war gegen das Flugzeuginnere mit Zeitungsbündeln verdämmt. In der Coronado hingegen erfolgte die Explosion in der Nähe der Vorderwand des hinteren Frachtraumes, und zwar in den oberen Partien. Nach unten war die Aussenhaut des Flugzeuges, die stärker ist als diejenige der Caravelle, durch Postmaterial geschützt, während die Art der seitlichen Abdeckung nicht genau eruiert werden konnte. Die Auswirkungen der Explosionen auf die beiden Flugzeuge waren wegen der ungleichen Randbedingungen verschieden. Während bei der AUA-Caravelle in der Rumpfwand ein Loch mit einem Durchmesser von etwa 80 cm entstand, scheint die Aussenhaut der Coronado nicht oder nur unbedeutend aufgerissen worden zu sein.

Die Zündung des Sprengkörpers erfolgte mit grosser Wahrscheinlichkeit in beiden Fällen elektrisch, wobei als Kontaktgeber die aufgefundenen Höhenmesser des gleichen Typs verwendet wurden.

Der beim Anschlag auf die AUA-Caravelle verwendete Höhenmesser (Beilage 21) stimmt mit dem in Würenlingen gefundenen Höhenmesser weitgehend überein. Die Explosion im AUA-Flugzeug erfolgte, als die Kabine einen Druck entsprechend einer Höhe von 2400 bis 2600 ft/M aufwies, was einer Höhe von 730 bis 790 m/M entspricht. Ein Rekonstruktionsflug mit einer Coronado ergab, dass die Explosion im Frachtraum bei einem "Standardflug" in einer Kabinenhöhe von zirka 800 m/M erfolgt sein konnte.

- 5.7 Human Factors
- 5.7.1 Cockpit-Besatzung
- 5.7.1.1 Kommandant

Dem Fliegerärztlichen Institut war Flugkapitän seit 1946 als Militärpilotenanwärter und später als Militärpilot bekannt. Die letzte Untersuchung im Fliegerärztlichen Institut erfolgte am 8. Mai 1969, die letzte zivile Kontrolluntersuchung am 8. November 1969. Der Gesundheitszustand bei der letzten Kontrolluntersuchung war gut. Der Kommandant hatte nie Unfälle erlitten oder Krankheiten von Bedeutung durchgemacht. Die Sehschärfe betrug in die Ferne beidseits 2,0, in die Nähe rechts 0,33 - 0,4, links 0,8 und binokular 1,0. Eine 1968 vorgenommene Sehschärfebestimmung auf 70 cm gab beidseits Werte von 1,25. Ausser dieser leichten Presbyopie, die keine Brillenkorrektur verlangte, ergab sich ein normaler Augenstatus.

5.7.1.2 Co-Pilot

Die Kontrolluntersuchungen des Co-Piloten wurden seit 1950 durch den Medizinischen Oberexperten des Eidg. Luftamtes vorgenommen. Der Gesundheitszustand bei der letzten Kontrolluntersuchung am 3. Oktober 1969 war gut. Während der ganzen Beobachtungszeit konnten auch bei diesem Piloten keinerlei pathologische Befunde von Bedeutung festgestellt werden. Die Sehschärfe bei dem Copilot betrug in die Ferne beidseits 2,0, in die Nähe bestand eine leichte Hypermetropie, die rechts eine Korrektur von 1,5 und links eine solche von 1,0 Dioptrien verlangte. Eine Brillenkorrektur erschien nicht notwendig.

5.7.1.3 Bordmechaniker

Bordmechaniker wurde seit seinem Eintritt bei der Swissair 1954 vom ärztlichen Dienst der Firma untersucht. Der Gesundheitszustand bei der letzten Kontrolluntersuchung am 15. Januar 1970 war gut. Der Bordmechaniker hatte nie irgendwelche Krankheiten durchgemacht oder Unfälle von Bedeutung erlitten. Die Sehschärfe betrug in die Ferne rechts 1,25, links 1,0, in die Nähe beidseits 1,0. Eine Korrektur war auch hier nicht notwendig.

5.7.2 Befund an der Unfallstelle

Die Zertrümmerung der 47 Leichen war derart, dass an eine Identifizierung nicht zu denken war. Die Leichenteile waren über das ganze Trümmergebiet verstreut.

5.7.3 Pathologisch-anatomischer Befund

Etwa 2400 Leichenteile mit einem Gewicht bis zu höchstens 1 kg wurden gesichert und im Pathologisch-anatomischen Institut des Kantonsspitals

Aarau untersucht.

Vitalreaktionen fanden sich keine. Dagegen fand sich in einzelnen Bronchienstücken ein dünner, feinkörniger, schwärzlicher Belag vom Aussehen eines Russbelages, welcher sich oft bis in die grösseren Lungenbronchien nachweisen liess. Das beweist, dass Russpartikel von Flugzeuginsassen bis in die Lungen eingeatmet wurden. Es konnten keine Leichenteile gefunden werden, an denen sich nachweisen liess, dass schon während des Fluges Verbrennungen auftraten.

5.7.4 Verdampftes und verbranntes Skydrol

Versuche mit verdampftem und verbranntem Skydrol ergaben folgende Resultate:

- Die Sauerstoffmasken der Cockpit-Besatzung der Coronado sind dicht, wenn sie individuell angepasst sind.
- Die Rauchschutzbrillen der Cockpit-Besatzung ergeben nicht immer einen genügenden Schutz. Je nach Schädel- und Gesichtsform können Öffnungen frei bleiben.
- Verdampftes, unverbranntes Skydrol reizt die Atmungsorgane stark, die Augen jedoch nur in geringerer Masse. Die Reizung der Augen ist vergleichbar mit der durch Holz- oder Papierrauch. Rauch von verbranntem Skydrol reizt die Atmungsorgane und Augen weniger als Papier- und Holzrauch.

5.7.5 Beurteilung des Sprechfunkverkehrs

Die Beurteilung des Sprechfunkverkehrs auf dem Tonband ergab keinerlei Hinweise auf eine Reizung der Atmungsorgane der Piloten.

5.8 Polizeiliche Ermittlungen

5.8.1 Die von der Besatzung der HB-ICD über Brunnen um 1221 Uhr gemeldeten Störungen im Kabinendrucksystem und die rund 3 Minuten später durchgegebene Mitteilung über eine vermutete Explosion im hinteren Frachtraum sowie die um 12.25.40 Uhr durchgegebene Aufforderung nach einer polizeilichen Untersuchung gaben Anlass zur unverzüglichen Einleitung eines umfassenden Ermittlungsverfahrens durch die Kantonspolizei Zürich.

5.8.2 Der Hold 3 der HB-ICD war ausschliesslich mit Postsendungen beladen. Die Ermittlungen konzentrierten sich daher auf die Identifizierung dieser Sendungen, deren Absender und Empfänger sowie auf die Feststellung

des Inhaltes. Alle in der Schweiz und dem Fürstentum Liechtenstein aufgegebenen Pakete konnten einwandfrei identifiziert werden. Sie schieden als Ursache für die Explosion aus. Die gleiche Schlussfolgerung gilt auch für die Postsendungen aus Schweden.

- 5.8.3 Anders verhielt es sich bei den Sendungen aus der Deutschland Bundesrepublik. Diese waren von einem Kursflugzeug der Swissair von München nach Zürich geflogen worden. Die Druckverhältnisse in den Frachträumen waren offenbar so, dass die Barometer-Zündung auf diesem Flug nicht ansprechen konnte.
- 5.8.4 Die polizeiliche Untersuchung führte zum Resultat, dass der Sprengkörper mit an Sicherheit grenzender Wahrscheinlichkeit in einem Paket enthalten war, das am 20. Februar 1970 in München aufgegeben und an eine fiktive Person namens "Hamid" in Jerusalem adressiert war. Das an Bord der AUA explodierte Postpaket war ebenfalls am 20. Februar 1970 beim Postamt Frankfurt 103 aufgegeben worden, und zwar von zwei in Deutschland ansässigen Jordaniern.

6. DISKUSSION

6.1 Besatzung

Die Besatzung war im Besitz von gültigen Ausweisen. Sie war berechtigt, den vorgesehenen Linienflug auszuführen.

Die Untersuchung hat keine Anhaltspunkte geliefert, wonach sich die Besatzung nicht in guter gesundheitlicher Verfassung befunden hätte.

In psychologischer Hinsicht ist festzustellen, dass die Besatzung während dieses Fluges eine grosse Arbeit zu bewältigen hatte. Dazu kommt, dass vom Beginn der ersten Meldung an der psychische Stress stufenweise stark angestiegen ist. Trotz dieser sehr hohen Belastung blieb die Besatzung ruhig, der Funkverkehr wickelte sich bis zum Schluss diszipliniert in englischer Sprache ab. Aus dieser Tatsache ist der Schluss zu ziehen, dass mit an Sicherheit grenzender Wahrscheinlichkeit das psychische Verhalten der Besatzung normal und in keiner Weise kausal für das Unfallgeschehen war.

6.2 Flugzeug

Das Flugzeug HB-ICD war lufttüchtig und für den Linienverkehr zugelassen.

Die Untersuchung ergab keinen Hinweis, wonach ein technischer Mangel

in Kausalzusammenhang mit dem Unfall stand.

6.3 Infrastruktur und Flugsicherung

Unter den gegebenen Umständen stellte der Flughafen Zürich die nächstgelegene Notlandemöglichkeit dar.

Eine Radarführung der HB-ICD vom Meldepunkt Alfa direkt zum Flughafen wurde vom Anflugleiter in Erwägung gezogen, aber wegen des herrschenden schlechten Wetters als undurchführbar abgelehnt. Der Entschluss den Instrumentenanflug auf Piste 16 zu leiten, war begründet und richtig.

Die Untersuchung ergab keine Anhaltspunkte, wonach die Anordnungen der Flugverkehrsleitung in einem kausalen Zusammenhang mit dem Absturz der HB- ICD standen. Die beteiligten Verkehrsleiter verhielten sich zweckmässig, ruhig und überlegt. Sie haben mit ihrem Einsatz alles unternommen, um der SR 330 jede mögliche Hilfe zukommen zu lassen.

Alle Navigationshilfen und Radaranlagen haben normal gearbeitet.

6.4 Zeugenaussagen

Es besteht kein Zweifel, dass die HB-ICD auf ihrem Flug Richtung Süden im Raume Baden von verschiedenen Zeugen gehört wurde. Mehrere Personen im Raume Oberarth - Schwyz - Brunnen - Stoos - Klewenalp haben nicht nur den Triebwerklärm sondern auch einen dumpfen Knall gehört, und zwar in der Zeit zwischen 1220 - 1225 Uhr. Eine Verwechslung mit einer Sprengung, die mehr als eine halbe Stunde vor diesem Zeitpunkt am Lopper stattfand, scheint unwahrscheinlich. Die Angaben einer Zeugin, welche in einem Auto auf der Strasse Baar-Sihlbrugg fuhr, sind sehr bestimmt. Wie die Abklärungen ergaben, war es meteorologisch möglich, dass ein Flugzeug vom Boden aus zeitweise gesehen werden konnte.

Die HB-ICD wurde im Raume Klingnau - Böttstein - Villigen - Stilli Würenlingen von vielen Personen gesehen und gehört. Ihre Aussagen über die letzte Phase des Fluges stehen mehrheitlich in Einklang mit den Ergebnissen der Untersuchung.

Stimmengewirr und Frauenschreie, die auf der Frequenz der Balair vernommen wurden, stimmen nach Angaben der Zeugen zeitlich nicht mit dem Unfallflug überein. Es ist jedoch zu berücksichtigen, dass bezüglich Zeitangabe selbst zuverlässige Zeugen sich irren können. Daher ist nicht ganz auszuschliessen, jedoch unwahrscheinlich, dass diese

Feststellungen mit dem Unfallflug in einem Zusammenhang stehen.

6.5 Technische Untersuchungen

6.5.1 Flugzeugzelle

Es wurden keine Anhaltspunkte gefunden für ein technisches Versagen Flügel-, Rumpf- oder Leitwerkstruktur während des Fluges und für das Bestehen eines ausgedehnten Brandes in der Passagierkabine zu einem früheren Zeitpunkt als 6 Minuten vor dem Aufprall.

Der Durchbruch eines Brandes vom hinteren Frachtraum in die Passagierkabine erfolgte mit grosser Wahrscheinlichkeit im Bereich der Druckausgleichsöffnung in der vorderen Ecke oben rechts des Frachtraumes.

Spuren weisen darauf hin, dass sich das Primärfeuer aus dem hinterer Frachtraum mit geringer Intensität auch im Schacht ausgebreitet hat, der durch Kabinenboden, Fussbodenquerträger und Frachtraumdecke gebildet wird.

Eine erhebliche Beschädigung der Rumpf-Primärstruktur durch eine Explosion während des Fluges kann mit grosser Wahrscheinlichkeit ausgeschlossen werden.

6.5.2 Triebwerke

Die Untersuchung ergab keine Feststellungen, die auf eine Triebwerkstörung im Flug hinweisen.

6.5.3 Systeme

Die Untersuchung ergab keine Anhaltspunkte, dass während des Unfallfluges die Steuerbarkeit des Flugzeuges durch einen Defekt an der Steuerung beeinträchtigt wurde.

Die Frage, ob durch Feuereinwirkung die Steuerkabel für Höhen- und Seitensteuerung in Mitleidenschaft gezogen wurden, muss offen bleiben.

Ein Brand während des Fluges hat an einem Kabelbund im Bereich des hinteren Frachtraumes einen Kurzschluss in mindestens drei Adern verursacht. Dies hat mit grosser Wahrscheinlichkeit zum Ausfall der Synchronisation der Generatoren und damit zum vorübergehenden Stromausfall des Pilot Essential Bus und der daran angeschlossenen System geführt.

Dies wird die Piloten zur Durchgabe der Meldung "we have electrical

power failure" veranlasst haben.

Es steht fest, dass im Moment des Absturzes alle Sammelschienen unter Spannung standen.

Die Tatsache, dass 12.28.50 die Verbindungsaufnahme durch Aufruf des "Tower" auf 118.1 MHz erfolgte, kann als normale Folge der ergebnislosen Versuche mit "Control" auf 118.0 MHz gedeutet werden. Dies weist ebenfalls darauf hin, dass keine technische Störung der Funkanlage vorlag.

Der gemeldete Ausfall der Navigationsanlage bezieht sich mit an Sicherheit grenzender Wahrscheinlichkeit auf VHF/NAV, die die Piloten normalerweise für einen ILS-Anflug auf der Piste 16 benützt hatten. Damit lässt sich das Verlangen nach einem GCA-Anflug erklären. Ein Ausfall beider VHF/NAV ist wahrscheinlich auf die Wirkung eines Brandes im hintern Frachtraum zurückzuführen, welcher die gemeinsame Antennenleitung ausser Dienst setzte.

Es kann angenommen werden, dass das Master Navigation Warning angesprochen und die Piloten zum Funkspruch veranlasst hatte: "unsere Navigation ist nicht in Ordnung".

Um 12.31.00 schätzte der Copilot den geflogenen Kurs auf 329°. Effektiv flog die HB-ICD einen Kurs von etwa 280°. Es war nicht mehr feststellbar, ob die erhebliche Differenz zwischen dem vom Piloten angegebenen und tatsächlich geflogenen Kurs auf einen Ausfall der magnetisch gyroskopischen Kompass-Systeme zurückzuführen ist.

Die zur Zeit des Aufpralles angewandte Betriebsart der Klimaanlage (reduzierter Betrieb oder Mischluftbetrieb) lässt sich möglicherweise auf die Anwendung des Checklist-Verfahrens "Smoke Evacuation" zurückführen.

Abbrand-Rückstände, die nur in Abluft- und nicht in Frischluftleitungen festgestellt wurden, zeigen, dass Rauch im druckbelüfteten Raum erzeugt wurde und teilweise über die Druckreguliertventile abströmte.

Die Anzahl der offen gefundenen Drehventile zu den Passagiermasken lässt annehmen, dass das Passagier-Sauerstoffsystem in Betrieb gesetzt wurde.

Die Befunde an den tragbaren Sauerstoff-Geräten zeigen, dass mindestens 5 verwendet wurden.

Nachdem die Besatzung per Funk Feuer an Bord gemeldet hat, ist anzunehmen, dass die Handfeuerlöscher verwendet wurden. Das durch

den Sprengstoff entfachte intensive Feuer konnte mit den an Bord vorhandenen Mitteln nicht erfolgreich bekämpft werden.

6.5.4 Öffnen eines Cockpitfensters

Der Versuchsflug mit einer Coronado hat ergeben, dass das Öffnen eines Cockpitfensters nicht geeignet ist, um starken Rauch aus der Passagierkabine oder dem Cockpit zu beseitigen. Zudem verunmöglichen die starken Geräusche jede Funkverständigung.

Weil der Kommandant der HB-ICD wegen Ausfalls der Navigationsinstrumente einen GCA-Anflug verlangt hatte, war er auf eine gute Funkverständigung angewiesen.

Ein Vergleich der Tonbandaufnahmen des Versuchsfluges mit derjenige des Unfallfluges ergab eindeutig, dass bei letzterem während der registrierten Funkmeldungen kein Cockpitfenster geöffnet war.

6.5.5 Flugdatenschreiber

Nachdem das Bandstück des zerstörten Flugdatenschreibers oder Teile davon mit den Aufzeichnungen des Unfallfluges nicht gefunden werden konnten, war eine Rekonstruktion des Fluges auf diesem Wege nicht möglich.

Die Zerstörung des Flugdatenschreibers ist auf seine ungünstige Unterbringung im Vorderteil des Rumpfes zurückzuführen. Wenn er, wie bei neueren Verkehrsflugzeugen im Heck untergebracht gewesen wäre, ist anzunehmen, dass er wesentlich weniger beschädigt worden wäre und eine Auswertung erlaubt hätte.

6.6 Flugverlauf

Sehr wahrscheinlich ereignete sich die Explosion kurz vor 12.21.00, als das Flugzeug zwischen Flugflächen 130 und 140 stieg und der Kabinendruck einer Höhe von 750 bis 1100 m/M entsprach. Die Vermutung einer Explosion wurde jedoch erst um 12.22.50 von der Besatzung gemeldet. Das Drehen über den angewiesenen Kurs hinaus in der Umkehrkurve wurde von der Besatzung nicht begründet. Dies lässt sich dadurch erklären, dass beide Piloten durch die Beurteilung der Lage beansprucht waren.

12.25.40 wurde der kriminelle Aspekt des Falles erwähnt. Da weder Arzt noch Sanität verlangt wurden, ist anzunehmen, dass durch die Explosion an Bord niemand verletzt wurde.

12.26.00 wurde mit der Feststellung des Brandes von der Besatzung die kritische Situation erkannt und gemeldet. Um 12.26.20 war der Vorfall zur Notlage geworden.

Die um 12.27.20 übermittelte Weisung, auf 118.0 mit Approach Verbindung aufzunehmen, wurde von den Piloten nicht sofort befolgt. Es ist möglich, dass die Besatzung durch den gemeldeten Ausfall der Bordnavigationsanlage abgelenkt worden war.

12.28.20 erfolgte von beiden Piloten gleichzeitig die Meldung eines elektrischen Stromausfalles. Wegen der fehlenden Quittung der Bodenstation auf diese Meldung, sowie Doppelbesprechung, konnte bei der Besatzung die Vermutung aufgekommen sein, sie habe durch den Stromausfall auch den Funkkontakt verloren. Dies wäre sehr schwerwiegend gewesen. Unter den herrschenden Wetterverhältnissen und bei den nicht oder unzuverlässig arbeitenden Navigationsanlagen war eine Landung nur noch mit Hilfe von Funkanweisungen möglich.

Die nachfolgende Kursabweichung nach links konnte zurückgeführt werden auf eine Arbeitsüberlastung oder auf einen vorübergehenden Ausfall der Übertragung der Kurskreiselinformationen auf die Anzeiginstrumente als Folge des Stromausfalles.

6.7 Spurenanalyse

Die polizeilichen Untersuchungen führen zum Schluss, dass ein Sprengkörper in einem aus der Bundesrepublik Deutschland stammenden Paket, in München aufgegeben, im Transit auf dem Flughafen Zürich an Bord der HB-ICD verladen wurde.

Die Explosion dieses Sprengkörpers im hinteren Frachtraum vorne rechts oben war das auslösende Element für den Absturz des Flugzeuges.

Die Explosion führte vorerst zu einem Brand im Hold 3.

Der Brandherd entwickelte sich bis zum Absturz zu einem Feuer, das ausser auf den rechten Kabelstrang im Frachtraum auch in die Kabine Übergriff und einen intensiven Salzsäure- und phosphorhaltigen Qualm erzeugte.

Im Trümmaterial fanden sich Teile eines Höhenmessers, der sich in unmittelbarer Nähe des primären Explosionszentrums befand und als Schalter für die Auslösung des Sprengkörpers gedient haben konnte

Anhaltspunkte für eine andere die Explosion oder einen Brand auslösende Ursache wurden nicht gefunden.

Es sind erhebliche Indizien vorhanden, die auf einen Zusammenhang des Absturzes der HB-ICD und der Explosion in einer Caravelle der AUA am gleichen Tag hinweisen.

Die Zerstörungen im hinteren Frachtraum stimmen mit dem Spurenbild an den Postsäcken überein. Im Deckenpanel vorne rechts fanden sich durchschussartige Schäden. Diese Schadenzone weist ein deutliches und vollständig ausgefranztes Zentrum auf. Es ist dies ein Spurenbild, wie es nur von einem Splitter erzeugenden Sprengkörper bei der Explosion verursacht werden kann. Die als Sprengzentrum identifizierte Zone stimmt mit der Lage des primären Brandherdes überein.

6.8 Rauch im Flugzeug

12.33.00 hat die Besatzung gemeldet, dass sie Rauch an Bord hat und nichts mehr sehe. Es ist anzunehmen, dass dieser Rauch einen wichtigen Einfluss auf das Unfallgeschehen ausübte.

Pathologisch-anatomische Untersuchungen führten zur Feststellung, dass in einem Segment einer menschlichen Luftröhre ein Russbelag bis in die grösseren Lungenbronchien vorhanden war. Dies beweist, dass vor dem Aufprall dichter Rauch herrschte und von Flugzeuginsassen bis in die Bronchien inhaliert wurde.

Ab 12.30.50 trugen die Piloten Sauerstoffmasken. Es kann angenommen werden, dass sie die vorgeschriebenen Notmassnahmen zur Rauchbeseitigung, die im vorliegenden Fall nicht ausreichten, getroffen haben und die Rauchschutzbrillen anzogen.

Die spurenkundlichen Ermittlungen beweisen auch, dass im Flugzeug während des Fluges starker Rauch vorhanden war.

Mit grosser Wahrscheinlichkeit hat der Rauch im Cockpit der Besatzung das Ablesen der Instrumente und eventuell die Sicht nach aussen derart erschwert, dass den Piloten die Führung des Flugzeuges verunmöglicht wurde.

7. SCHLUSS

Die Kommission gelangt einstimmig zu folgendem Schluss:

Der Unfall ist auf einen durch einen Sprengstoffanschlag ausgelösten intensiven Brand zurückzuführen.

Bern, den 21./22. April 1972

Ausgefertigt am 2. Mai 1972