



FLUGUNFALL - UNTERSUCHUNGSBERICHT

der griechischen Untersuchungs-Kommission
(eingesetzt durch die Zivilluftfahrtbehörde von Griechenland)

über den Unfall

des Flugzeuges Mc Donnell Douglas DC-8-62, HB-IDE

der Swissair, Schweiz. Luftverkehr AG
vom 7. Oktober 1979 auf dem Flughafen Athen
Griechenland

FLUGUNFALLUNTERSUCHUNGSBERICHT

Flugzeug: Typ: DC-8-62
Nationalität: Schweiz
Immatriculation: HB-IDE
Eigentümer und Halter: Swissair
Art des Fluges: Linienflug
Unfallort: Flughafen Athen, Griechenland
Unfalldatum und Unfallzeit: 7. Oktober 1979, 20:16 Uhr *)

ZUSAMMENFASSUNG

Der Unfall wurde der Abteilung für Flugunfalluntersuchungen der griechischen Zivilluftfahrtbehörde am 7. Oktober 1979 gemeldet, worauf am folgenden Tag mit der Untersuchung begonnen wurde. In Uebereinstimmung mit Anhang 13 des Internationalen Uebereinkommens über die Zivilluftfahrt nahm das Eidgenössische Büro für Flugunfalluntersuchungen an der Untersuchung teil.

Der Unfall wurde ebenfalls dem National Transportation Safety Board (USA) und der Douglas Co. gemeldet.

Am 7. Oktober 1979 landete die DC-8-62 mit der Immatriculation HB-IDE, welche den SR-Flug 316 von Zürich über Genf, Athen und Bombay nach Peking durchführen sollte, nach einem Platzrundenanflug (= circling approach) auf der Piste 15 L des Flughafens von Athen.

Nach einem späten und schnellen Aufsetzen und nach einer ungeeigneten Verwendung der Bremssysteme überrollte das Flugzeug das Pistenende und die Ueberrollfläche, fiel eine Böschung von vier Metern Höhe hinunter und fing Feuer.

Von den sich an Bord befindenden 154 Personen (Besatzung inbegriffen) überlebten 140 den Unfall. 11 Personen erlitten leichtere Verletzungen. 14 Personen verbrannten im Flugzeug.

Das Flugzeug wurde durch den Aufprall und durch das Feuer zerstört.

*) Alle Zeiten in diesem Bericht sind GMT

./.

1. FESTGESTELLTE TATSACHEN

1.1 Flugverlauf

- Am 7. Oktober 1979 war das Flugzeug HB-IDE, eine DC-8-62 der Swiss Airline Swissair AG, auf dem planmässigen Flug SR 316 von Zürich über Genf, Athen und Bombay nach Peking.
- Auf dem ersten Streckenabschnitt war der Flugkapitän fliegender Pilot. Der Start in Zürich erfolgte um 16:03 Uhr, die Landung in Genf um 16:46 Uhr.
- Der Start in Genf mit Bestimmungsort Athen erfolgte um 17:41 Uhr. Der Co-Pilot war fliegender Pilot (auf dem rechten Sitz).
- Um 19:51 Uhr nahm die Besatzung mit der Athener Anflugkontrolle Kontakt auf und meldete, sie sei im Besitz der ATIS-Information 'OSKAR'. Zu dieser Zeit war das Flugzeug 10 nautische Meilen vor der VOR-Station DIDIMON (DDM) auf Flugfläche (flight level/FL) 210.
- Nachdem das Flugzeug durch das Anflugradar mittels eines Transpondercodes um 19:56 Uhr identifiziert worden war, gab der Flugverkehrsleiter der Besatzung die folgenden Instruktionen für das Anflugverfahren:
 - Radar line-up to ILS runway 33 R (Ausrichten mittels Radar auf Instrumentenlandepiste 33 R)
 - ILS approach to the Outer Marker (Instrumentenlandeanflug auf das Voreinflugzeichen)
 - Visual circling to runway 15 L (Sichtplatzrundenanflug auf Piste 15 L)
- Um 20:08 Uhr war das Ausrichten mittels Radar (radar line-up) durchgeführt und das Flugzeug auf den Landekursender (localizer) der ILS-Piste 33 R ausgerichtet. Auf Verlangen der Besatzung gab der Flugverkehrsleiter den herrschenden Oberflächenwind an (070⁰/14 Knoten).
- Um 20:11 Uhr meldete die Besatzung, sie habe die Piste in Sicht. Sie wurde dann aufgefordert, mit dem Kontrollturm Athen auf 118,1 MHz Verbindung aufzunehmen.
- Der Kapitän konnte hören, dass der Flugverkehrsleiter (Kontrollturm) einem landenden Flugzeug die Bremswirkung auf der Piste als 'medium to poor' (mittel bis schwach) beschrieb, worauf er zum Co-Piloten sagte: "in this case we use normal reverse". ("In diesem Fall verwenden wir normalen Bremsschub.") (Cockpit-Voice-Recorder/CVR - Cockpit-Gesprächsaufzeichner)

- Um 20:12 nahm die Besatzung auf 118,1 MHz Verbindung mit dem Kontrollturm Athen auf und meldete: 'Entering right hand downwind.' ('Kommen auf den rechten Gegenanflugteil.') Der Flugverkehrsleiter antwortete: 'Report base leg runway 15 L, No. 2, No. 1 turning final.' ('Melden Sie sich beim Queranflug auf Piste 15 L, Sie sind No. 2, No. 1 dreht auf Endanflug ein.')
- Auf Grund der letzten Angaben über den Wind wählte der Kapitän eine Anfluggeschwindigkeit von 146 Knoten (V_{A50} 141 Knoten + 5 Knoten Windkorrektur).
- Um 20:13 Uhr sagte der Co-Pilot: 'This is a displaced threshold' ('dies ist eine versetzte Landeschwelle'), was vom Kapitän mit 'Yes - the VASI is ...' ('ja - der VASI ist ...') und 3 Sekunden später mit 'Like I said before, normal reverse' ('wie ich vorher sagte, normaler Bremschub') bestätigt wurde (CVR).
- Ungefähr um 20:13:10 Uhr rief der Co-Pilot: 'Passing abeam' (CVR).
- Um 20:13:42 Uhr meldete die Besatzung: 'Swissair 316 turning base leg, what is, uh, braking action (Swissair 316 dreht auf Queranflug ein, wie ist, öh, die Bremswirkung)?'. Der Flugverkehrsleiter antwortete wie folgt: '(Standby, got) we have landing, and uh, I am checking the report. I will advise; continue approach, wind zero nine zero degrees, one eight knots (warten Sie, wir haben eine Landung, und öh, ich überprüfe die Meldung. Ich werde sie Ihnen durchgeben; fahren Sie mit dem Anflug fort, Wind null neun null Grad, eins acht Knoten).'
- Um 20:14:08 Uhr war die Besatzung von SR 316 an dem folgenden Gespräch zwischen dem Flugverkehrsleiter und der Besatzung der eben gelandeten Olympic OA 607, einer Boeing 707, beteiligt:
 - Kontrollturm: 'Olympic, uh, six zero seven, how do you find the braking action?' ('Olympic, öh, sechs null sieben, wie ist die Bremswirkung?')
 - OA 607: 'Uh, medium to poor.' ('Oeh, mittel bis schwach.')
 - Kontrollturm: 'Kay, did you copy three one six, medium to poor?' ('OK, haben Sie es mitbekommen, drei eins sechs, mittel bis schwach?')
 - SR 316: 'Affirmative.' ('Ja')
 - Kontrollturm: 'Kay, continue approach.' ('OK, setzen Sie den Anflug fort.')
 - SR 316: 'Continue.' ('Wir setzen ihn fort.')

- Gemäss CVR wurde um 20:14:19 vom Kapitän die Endanflugüberprüfung (Final check) durchgeführt (Landekonfiguration). Danach sagte der Bordtechniker: 'All set for landing (Alles für die Landung eingestellt).'
- Ungefähr 600 Fuss über Flugplatzhöhe fühlte der Kapitän eine Windscherung. Er beschreibt die Situation wie folgt: 'Ungefähr 600 Fuss über Boden erfolgte eine Windscherung, worauf die angezeigte Fluggeschwindigkeit um etwa 10 - 15 Knoten über 146 zunahm. Dementsprechend wurde eine Leistungskorrektur eingeleitet und die Sinkgeschwindigkeit musste während ungefähr 15 Sekunden auf einen Wert zwischen 1000 und 1500 Fuss pro Minute erhöht werden, um auf einem normalen Anflugwinkel zu bleiben. Bei ungefähr 300 Fuss schien sich die angezeigte Fluggeschwindigkeit auf einem Wert von 150 Knoten stabilisiert zu haben.'

Gemäss den Aussagen der Besatzung wurde der VASI (visual approach slope indicator/Sichtanflugneigungsanzeiger) für den Anflug benützt.

- Um 20:14:55 meldete die Besatzung: 'Swissair three one six, short final (Swissair drei eins sechs auf dem letzten Teil des Endanflugs).'

Sie erhielt vom Flugverkehrsleiter (Kontrollturm) die Antwort:

'Swissair three one six, cleared to land one five left, wind zero nine zero degrees, one two knots (Swissair drei eins sechs, Landeerlaubnis auf eins fünf links, Wind null neun null Grad, eins zwei Knoten).'

- Gemäss CVR sagte der Kapitän das Folgende:
 - Um 20:15:08 Uhr: 'Rate fourteen hundred.' ('Sinkrate vierzehnhundert.')
 - Um 20:15:11 Uhr: 'Speed slightly high.' ('Geschwindigkeit etwas hoch.')
 - Um 20:15:20 Uhr: 'Rate one thousand now.' ('Sinkrate jetzt eintausend.')
 - Um 20:15:25 Uhr: 'Uh, fifty.' ('Oeh, fünfzig.')
 - Um 20:15:27 Uhr: 'Reduce the speed.' ('Geschwindigkeit reduzieren.')
 - Um 20:15:32 Uhr: 'Put it down.' ('Abstellen')
- Um 20:15:34 Uhr gemäss CVR: Ausfahrgeräusch der Bodenstörklappe (ground spoiler deployment).
- In Bezug auf die Landung machte der Flugkapitän folgende Aussage: 'Das Aufsetzen geschah ungefähr bei der Kreuzung der Piste 03 mit beinahe keinem Ausschweben über der Pistenmittellinie.'

Die Kreuzung mit der Piste 03 befindet sich etwa 500 m von der versetzten Pistenschwelle entfernt.

Insbesondere gab es eine nur sehr kurze Ausschwebephase, so dass das Bugrad beinahe gleichzeitig mit dem Hauptfahrwerk aufsetzte.

- Ein Flugverkehrsleiter im Kontrollturm hatte den Eindruck, dass der Aufsetzpunkt (SR 316) ungefähr 740 m nach der versetzten Pistenchwelle war.
- Unmittelbar nach dem Aufsetzen wählte der Kapitän Leerlaufbremsschub (idle reverse) auf allen vier Triebwerken, übernahm die Steuerung des Flugzeuges vom Co-Piloten und befahl um 20:15:35 Uhr: 'Bremsschub (reverse).'

Der Co-Pilot schaltete den normalen Bremsschub ein, d.h. 1,6 EPR (Triebwerkdruckverhältnis) auf den Innentriebwerken No. 2 und 3.

- Der Kapitän beschreibt die Entwicklung nach dem Aufsetzen wie folgt: 'Von da an übernahm ich die Steuerung und das Bremsen gemäss dem normalen Verfahren bei der Swissair'...

'Die Schubumlenkung wurde unmittelbar nach dem Aufsetzen eingeleitet, zuerst bei allen vier Triebwerken auf Leerlauf, danach bei den Triebwerken No. 2 und 3 auf 1,6 EPR. Der Messwert war im ersten Augenblick etwas zu hoch, wurde aber auf den obenerwähnten Wert korrigiert. Wenige Sekunden später wurde die (Rad) Bremsung eingeleitet, welche den Eindruck von beinahe normalen Bremsbedingungen erweckte. Ungefähr 500 bis 600 m vor dem Pistenende verringerte sich die Bremswirkung und Vollbremsung wurde angewendet. Trotzdem fiel die Bremswirkung innerhalb von Sekunden auf beinahe null. Es herrschte jedoch immer noch der Eindruck vor, dass es möglich sein würde, das Flugzeug mittels der Verzögerung durch Bremsschub vor dem Pistenende anzuhalten. Ungefähr 300 m vor dem Pistenende kamen die ersten Zweifel darüber auf.

Ich vergrösserte die Schubumkehrereinstellung auf ungefähr 1,3 bis 1,4 EPR bei den Aussentriebwerken.

Zur selben Zeit versuchte ich die Richtungssteuerbarkeit mittels des Bugrads zu testen, indem ich das Steuerrad leicht nach links drehte. Keine Reaktion des Flugzeuges war festzustellen. In diesem Betriebszustand rutschte das Flugzeug über die noch verbleibende Pistenlänge und überrollte mit einer Geschwindigkeit von ungefähr 20 - 25 Knoten das Pistenende. Nach zwei Aufschlägen kam es innerhalb von 50 m nach dem Pistenende und ungefähr 5 m unterhalb der Strasse, welche von Süden nach Norden verläuft, zum Stillstand.'

... 'Während des Anfluges wurde keine erhebliche Turbulenz festgestellt, und der Abtriftwinkel lag gemäss Doppler nie über 5°'...

... ' Vom outer marker (Voreinflugzeichen) bis zum Aufsetzen war kein Regen festzustellen. Der durch die Bordscheinwerfer beim Aufsetzen erweckte erste Eindruck war der einer trockenen Piste. In keinem Moment während des Ausrollens kam der Eindruck einer nassen Piste auf'...

- Im weiteren ergeben sich aus dem CVR folgende Anhaltspunkte:
 - Um 20:15:36 Uhr: Co-Pilot: 'In progress.' ('Im Gang.')
 - Um 20:15:40 Uhr: Kapitän: 'Yes.'
 - Um 20:15:41 Uhr: Co-Pilot: 'Schufle.' (Bestätigung, dass die Schubumkehrleistung sich entwickelt.)
 - Um 20:15:42 Uhr: Geräusch der Schubumlenkung.
 - Um 20:15:57 Uhr: Geräusch des Stoppens der Schubumlenkung.
 - Um 20:16:.. Uhr: Kapitän: 'Ja genau.'
 - Um 20:16:12 Uhr: Geräusch des ersten Aufpralls.
 - Um 20:16:13 Uhr: Geräusch des Aufpralls.
- Nachdem das Flugzeug über die etwa 65 m lange, asphaltierte Ueberrollfläche gerollt war, fiel es etwa 4 m tief auf eine Strasse, welche beinahe rechtwinklig zu der Pistenachse verläuft. Unmittelbar nachdem das Flugzeug zum Stillstand gekommen war, fing es Feuer.

1.2 Verletzte Personen

Verletzungen	Besatzung	Passagiere	Andere
Tödlich	-	14	-
Schwer	-	-	-
Leicht/keine	10	130*)	-

*) Unter den Passagieren befanden sich zwei Sicherheitsbeamte.

1.3 Schaden am Flugzeug

Das Flugzeug wurde zerstört.

1.4 Weiterer Schaden

- Ein Teil der Flughafenumzäunung wurde beschädigt.
- Das Flugzeug beförderte 40 Behälter mit radioaktivem

Material für medizinische Zwecke. Alle Behälter waren gemäss den 'IATA restricted Articles Regulations' deklariert, verpackt, markiert und beschriftet. Unmittelbar nach dem Unfall wurde das griechische Atomzentrum benachrichtigt. Seine Experten stellten fest, dass die Behälter mit dem radioaktiven Material zum grössten Teil durch das nachfolgende Feuer zerstört worden waren. Es entwich jedoch kein radioaktives Material in die Atmosphäre.

1.5 Personalinformationen

1.5.1 Flugkapitän

45 Jahre alt, Schweizerbürger

- Führerausweis für Linienpiloten, ausgestellt am 24.7.1968 durch das Schweizerische Bundesamt für Zivilluftfahrt, gültig bis 18.2.1980.
- Berechtigungen:
Als Flugkapitän auf DC-8 und DC-9,
als Co-Pilot auf CV-990, CV-440 und DC-3.
- Flugstunden:
Total 8988 Stunden, davon 3987 als Co-Pilot.
Auf DC-8: 2589 Stunden als Kapitän und 48 Stunden als Co-Pilot.
 - Während den letzten 28 Tagen: 40:29 Stunden, alles auf DC-8.
 - Während den letzten 7 Tagen: 7:26 Stunden, alles auf DC-8.
 - Während den letzten 24 Stunden: 3:18 Stunden.
Flugkapitän auf DC-8 seit dem 24.11.1973.
 - Spezielle Bewilligung für IFR (Instrumentenflugregeln), gültig bis 7.5.1980.
 - Notverfahren-Wiederholungskurs (EPR/emergency procedures refresher) am 9.3.1979.
 - Letzte medizinische Untersuchung am 16.8.1979. Tauglich ohne Einschränkungen.
 - IFR-Kontrollprüfung (Proficiency Check) als Flugkapitän auf DC-8 am 21.9.1979.
 - Route Check als Flugkapitän auf DC-8 am 8.5.1979.
 - Erholungsurlaub und Ruheperioden:
Während den letzten 7 Tagen: 4 Ruhetage.
Vor dem letzten Einsatz am 6.10.1979: 42:32 Stunden.
 - Einsatzstunden am Unfalltag: 5:28 Stunden.
 - Erfahrung auf dem Athener Flughafen (gemäss seinen Angaben): 20 - 30 Landungen auf der Piste 15 mit DC-9 und DC-8.
 - Gemäss den Unterlagen beim Schweizerischen Bundesamt für Zivilluftfahrt wurden seit seiner Anstellung bei der Swissair keine ihn betreffenden Vorfälle oder Unfälle gemeldet.

1.5.2 Co-Pilot

37 Jahre alt, Bürger der Bundesrepublik Deutschland.

- Führerausweis für Linienpiloten, ausgestellt am 17.12.1971 durch das Schweizerische Bundesamt für Zivilluftfahrt, gültig bis 18.1.1980.
- Berechtigungen:
Als Co-Pilot auf DC-9, DC-8 und DC-3.
- Flugstunden:
Total 3817 Stunden, davon 805 Stunden als Co-Pilot auf DC-8. Während den letzten 28 Tagen: 33:08 Stunden. Während den letzten 7 Tagen: 08:47 Stunden. Während den letzten 24 Stunden: 00:00 Stunden.
- Spezielle Bewilligung für IFR (Instrumentenflugregeln), gültig bis zum 8.2.1980.
- Letzte medizinische Untersuchung am 16.7.1979.
Tauglich ohne Einschränkungen.
- IFR-Kontrollprüfung (Proficiency Check) als Co-Pilot auf DC-8 am 3.7.1979.
- Route Check als Co-Pilot auf DC-8 am 1.4.1979
- Notverfahren-Wiederholungskurs (EPR/emergency procedures refresher) am 17.8.1979.
- Erholungsurlaub und Ruheperioden:
Während den letzten 7 Tagen: 5 Ruhetage.
Vor dem letzten Einsatz: keine Flüge seit dem 4.10.1979.
- Einsatzstunden am Unfalltag: 5:28 Stunden.
- Erfahrung auf dem Athener Flughafen (gemäss seinen Angaben): 10 Landungen auf den Pisten 15 L und R, wovon 5 durch ihn selber ausgeführt.
- Gemäss den Unterlagen des Schweizerischen Bundesamtes für Zivilluftfahrt flog der Co-Pilot auf einem Flug nach Colombo als fliegender Pilot einmal irrtümlicherweise einen anderen, nahegelegenen Flughafen an. Nach einem Durchstarten landete er auf dem Bestimmungsflughafen.

1.5.3 Bordtechniker

32 Jahre alt, Schweizerbürger

- Ausweis für Bordtechniker, ausgestellt am 24.7.1974 durch das Schweizerische Bundesamt für Zivilluftfahrt, gültig

bis 4.10.1980.

- Berechtigung: Als Bordtechniker auf DC-8.
- Flugstunden:
Total 2363 Stunden als Bordtechniker auf DC-8.
Während den letzten 28 Tagen: 26:50 Stunden.
Während den letzten 7 Tagen: 03:18 Stunden.
Während den letzten 24 Stunden: 00:00 Stunden.
- Kontrollflug als Bordtechniker am 3.2.1979.
- Route Check als Bordtechniker am 3.2.1979.
- Letzte medizinische Untersuchung am 20.9.1979.
Tauglich ohne Einschränkungen.
- Erholungsurlaub und Ruheperioden:
Während den letzten 7 Tagen: 6 Ruhetage.
Vor dem letzten Einsatz: keine Flüge seit dem 24.9.1979.
- Einsatzstunden am Unfalltag: 5:28 Stunden.
- Gemäss den Unterlagen beim Schweizerischen Bundesamt für Zivilluftfahrt wurden seit seiner Anstellung bei der Swissair keine ihn betreffenden Vorfälle oder Unfälle gemeldet.

1.5.4 Kabinenpersonal

Alle Angehörigen des Kabinenpersonals waren gehörig lizenziert und hatten gültige medizinische Ausweise.

Das Kabinenpersonal bestand aus:

	Alter	Letzte Ueberprüfung und letztes Training in den Notverfahren (einschliesslich Typ DC-8-62)
1.- Purser	50	12.9.1979
2.- Steward	29	6.2.1979
3.- Hostess	30	13.2.1979
4.- Hostess	26	24.7.1979
5.- Hostess	27	3.8.1979
6.- Hostess	25	9.5.1979
7.- Hostess	27	20.3.1979

1.6 Flugzeuginformationen

Immatrikulation: HB-IDE.

Typ: DC-8-62, Hersteller-Seriennummer 45919.

Gemäss Exportbestätigung (Erlaubnis) No. 94009 für die Export-Lufttüchtigkeitsbescheinigung wurde das Flugzeug am 22. November 1967 vom Hersteller, Mc Donnell Douglas Corporation, USA, in der Schweiz übergeben.

Am 23. November 1967 wurde das Flugzeug der Swissair zur Verfügung gestellt.

Am 7.10.1979 hatte das Flugzeug 46'410:59 Betriebsstunden mit 16'609 Landungen. Seine vier Triebwerke vom Typ P und W JT3D-3 BDL wiesen die folgenden Daten auf:

No. 1) Seriennummer: 6692203

Total der Betriebsstunden: 32'889.

Total der Zyklen: 13'204.

Verbleibende Betriebsstunden: 614.

Einbaudatum: 30.3.1977

Total der Betriebsstunden ab 30.3.1977: 7'384

Total der Zyklen ab 30.3.1977: 3'455

No. 2) Seriennummer: 669691

Total der Betriebsstunden: 34'777

Total der Zyklen: 11'780

Verbleibende Betriebsstunden: 4'747

Einbaudatum: 9.8.1978

Total der Betriebsstunden ab 9.8.1978: 3'207

Total der Zyklen ab 9.8.1978: 1'402

No. 3) Seriennummer: 669241

Total der Betriebsstunden: 34'600

Total der Zyklen: 14'099

Verbleibende Betriebsstunden: 1'291

Einbaudatum: 8.3.1979

Total der Betriebsstunden ab 8.3.1979: 1'720

Total der Zyklen ab 8.3.1979: 730

No. 4) Seriennummer: 669707

Total der Betriebsstunden: 29'494

Total der Zyklen: 11'460

Verbleibende Betriebsstunden: 7'163

Einbaudatum: 12.9.1979

Total der Betriebsstunden ab 12.9.1979: 211

Total der Zyklen ab 12.9.1979: 93

Das Flugzeug hatte das Lufttüchtigkeitszeugnis No. 2633/5, welches am 18. März 1975 ausgestellt worden war und bis zum 31. Dezember 1980 Gültigkeit hatte. Die Ueberprüfung der von der Swissair zur Verfügung gestellten Ueberhol- und Unterhaltsdaten des Flugzeugs zeigt klar, dass die Ueberhol- und Unterhaltsarbeiten regelmässig durchgeführt wurden.

Das maximale Landegewicht ist 108'800 kg.

Das geplante Landegewicht war 108'291 kg und das tatsächliche Landegewicht ungefähr 107'000 kg (zusätzlicher Treibstoffverbrauch infolge des Flugs auf einer niedrigeren Flugfläche und Verspätung). Gewicht und Schwerpunkt waren innerhalb der vorgeschriebenen Grenzen.

1.7 Meteorologische Informationen

Am Unfalltag waren die meteorologischen Bedingungen auf dem Flughafen von Athen wie folgt:

a) Allgemeine Wetterlage

Am Morgen des 7.10.1979 war es bewölkt durch Altocumulus mit Basis auf ungefähr 9'000 Fuss. Andere Wetterbesonderheiten gab es nicht. Ab 08:30 Uhr begannen sich Cumuluswolken zu bilden mit Basis auf 4'000 Fuss und ab 10:00 Uhr wurde eine Gewitterwolke (Cb) gemeldet. Ab 13:30 Uhr entwickelte sich ein Gewitter (mit Donnerschlägen und Blitzen), welches bis 15:00 Uhr dauerte. Zwischen 14:10 Uhr und 14:20 Uhr regnete es sehr stark. Nach 15:00 Uhr gab es in der Nähe des Flughafens immer noch Gewitterwolken. Um 19:20 Uhr begann ein leichter Regen, welcher bis 20:30 Uhr dauerte. Anfänglich waren die Winde schwach (bis 6 Knoten); ab 15:00 Uhr wurden sie aus östlicher Richtung her allmählich stärker mit Böen bis zu 30 Knoten; ab 19:00 Uhr wurden sie wieder schwächer.

Die Sicht war im allgemeinen mehr als 10 Kilometer; sie verringerte sich jedoch während den schweren Regengüssen.

b) Wettersituation während der Zeit des Unfalls (20:16 Uhr)

Die METAR, die dem Unfall zeitlich am nächsten kommt, ist diejenige von 20:20 Uhr, wobei die tatsächliche Beobachtung zwischen 20:15 Uhr und 20:18 Uhr gemacht wurde, d.h. genau in der Zeitspanne der Landung. Sie lautet wie folgt:

Wind:	090° / 17 Knoten
Sicht:	7 Kilometer
Wetterbesonderheiten:	leichter Regen
Bewölkung:	1 Cb mit Basis auf 2000 Fuss
	2 Cu mit Basis auf 2500 Fuss
	5 Sc mit Basis auf 3000 Fuss
	8 As mit Basis auf 9000 Fuss
Temperatur:	18°C
Taupunkt:	15°C
Luftdruck (QNH):	1020 Mbar

Niederschlag

Wie aus den Beobachtungen der Wetterstation des Flughafens von Athen und aus dem Diagramm ihrer Regenmess-

anlage hervorgeht, war die Intensität des Regens wie folgt:

13:30 - 14:10 Uhr: sehr schwacher Regen (Höhe 0)
14:10 - 14:20 Uhr: sehr starker Regen (Höhe 5,8 mm)
14:20 - 14:30 Uhr: mässiger Regen (Höhe 0,3 mm)
14:30 - 15:00 Uhr: sehr schwacher Regen (Höhe 0)
15:00 - 19:20 Uhr: kein Regen
19:20 - 20:00 Uhr: schwacher Regen (Höhe 0,1 mm)
20:00 - 20:15 Uhr: schwacher bis mässiger Regen (Höhe 0,3 mm)
20:15 - 20:30 Uhr: sehr schwacher Regen (Höhe 0)

Wind

Während der Zeitspanne von fünf Minuten, in welcher der Unfall geschah, wurden die folgenden Windschwankungen beobachtet:

Gemäss dem Diagramm des Windschreibers, dessen Messposition sich in der Aufsetzzone 33 R befindet, war die Windrichtung zwischen 50° und 110° und die Windstärke zwischen 8 und 19 Knoten.

Neben den obenerwähnten Daten gibt es auch Meldungen von Piloten, welche am Unfalltag auf dem Athener Flughafen landeten und welchen dieselben Winddaten wie dem Flug SR 316 angegeben wurden (Flüge SR 352, KL 811, BE 200, QF 006 und SR 340). Diese Meldungen zeigen, dass der tatsächliche Wind in der Endanflug- und Aufsetzzone der Landepiste 15L nicht den vom Kontrollturm den landenden Flugzeugen angegebenen Werten entsprach.

c) Windsituation im Endanflug 15L

- Mittels des Windschreibers, dessen Messposition sich rechts von der Aufsetzzone 33 R, befindet, ergibt der Nachweis, dass der Wind zur Unfallzeit folgende Schwankungen aufwies:
 - Richtung 050° - 110°
 - Stärke: 8-19 Knoten
 - Die Windschwankungen vor und nach dem Unfall ergaben während einer gewissen Zeitspanne ähnliche Werte.
 - Andere Besatzungen, die am Unfalltag mit denselben Windangaben, wie sie vom Kontrollturm dem Flug SR 316 angegeben wurden, landeten, meldeten, dass der Wind im Endanflug auf Piste 15L nicht identisch war mit den Angaben des Kontrollturms.
 - Um 19:51, d.h. 25 Minuten vor dem Flug SR 316, landete KL 811 (Boeing 747) auf der Piste 15L. Im DFDR (= digitaler Flugdatenschreiber) wird die Windsituation beim Endanflug und Aufsetzen wie folgt festgehalten:

- Auf einer Höhe von 480 Fuss, 12 Sekunden vor dem Eindrehen auf den Pistensteuerkurs verwandelte sich der Gegenwind in Rückenwind.
- Die Rückenwindkomponente variierte zwischen 0 - 5 Knoten.
- Zur Unfallzeit war bei der Schwelle der Piste 15 L kein Windmesser vorhanden.
- Die Windunterschiede zwischen Schwelle 33 R und 15 L könnten ihren Grund in der Topographie des Endanfluges auf Piste 15 L haben.

1.8 Navigationshilfen

Alle Navigationshilfen funktionierten normal und spielten beim Unfall keine Rolle.

1.9 Radiotelefonische Verbindungen

Zwischen der Besatzung und dem Kontrollturm bestanden keine Verbindungsschwierigkeiten.

1.10 Informationen über den Flughafen (Annex 1)

1.10.1 Allgemeines

Der Flughafen von Athen ist ein internationaler Flughafen. Er hat zwei parallel verlaufende Landepisten, welche jedoch nicht gleichzeitig benützt werden, sowie eine kleinere Piste, welche die beiden andern kreuzt.

1.10.2 Piste 15 L / 33 R

Die maximalen Dimensionen der Piste 15 L / 33 R sind: Gesamtlänge 3'500 m, Breite 60 m.

Benützbare Längen:

Piste 15 L

Start: 3'350 m

Landung: 2'980 m

Piste 33 R

Start: 3'500 m

Landung: 3'350 m

Zum Bestimmen der Bremswirkung ist die Piste 15 L in drei Abschnitte unterteilt: 840 m, 1'290 m und 840 m.

Ueberrollfläche der Piste 15 L: 64 m Asphaltbeton.
Die Oberfläche der Landepiste besteht aus Asphalt, mit Ausnahme von 300 m am Pistenanfang und am Pistenende, welche aus Zementbeton sind.

Durchschnittliche Neigung: + 1,2%. Festigkeit: 100 LCN.

1.10.3 Pistenreibungswiderstand

- Auf dem Athener Flughafen wird die von der ICAO genehmigte Pistenreibungswiderstand-Messausrüstung des Typs MLu - Meter Model ANS 123, Remote Wheel Position Change, verwendet.
 - Am 7.10.1979, 14:10 Uhr, wurde auf der Piste 33 R eine Messung durchgeführt (Regenschauer):
 1. Abschnitt (840 m), Reibungskoeffizient 0,33 (poor)
 2. Abschnitt (1'290 m), Reibungskoeffizient 0,46 (medium)
 3. Abschnitt (840 m), Reibungskoeffizient 0,47 (medium)
- Unfall SR 316, 20:16 Uhr.
- Aus den Aussagen von Piloten, die vor dem Unfall landeten, ergibt sich, dass die Bremswirkung medium bis poor war (mittel bis schwach):
 - OA 734, Boeing 720, Landung um 20:00 Uhr
 - OA 915, Airbus A-300, Landung um 20:10 Uhr
 - OA 607, Boeing 707, Landung um 20:15 Uhr
 - Zur Unfallzeit war die Piste in nassem Zustand. Stehendes Wasser war nicht vorhanden.
 - Um 22:36 Uhr landete eine DC-8-62 der Finnair, Flug OY 1719. Nach der Ansicht des Flugkapitäns war die Bremswirkung 'very poor or nonexistent' (sehr schwach oder nicht existent).
 - Es ist bekannt, dass auf der Zone mit Gummirückständen (Aufsetzbereich 33 R, Länge etwa 700 m) die Griffigkeit geringer ist als auf der restlichen Piste. Die Gummirückstände im Aufsetzbereich 33 R waren relativ gering. Eine Entfernung des Gummis war im März/April 1979 durchgeführt worden. Die Resultate der Messungen mit dem μ Messgerät erlauben nur eine grobe Schätzung der Griffigkeitscharakteristik. Für eine quantitative Analyse der Bremswirkung auf das Flugzeug wäre eine Pistenkalibrierung nach System NASA nötig gewesen.

Eine derartige Kalibration wurde jedoch nicht durchgeführt.

1.10.4 Pistenmittellinienbefeuerung (Piste 15 L)

Mittellinienfeuer zur Unfallzeit:

- weiss bis 150 m vor dem Pistenende,
- die letzten 150 m rot.

Anmerkung

Gemäss ICAO Anhang 14, Par. 5.3.14.7 sollten Pistenmittellinienfeuer folgende Merkmale aufweisen:

"Merkmale

5.3.14.7 Pistenmittellinienfeuer sollen feste Leuchten sein, unterschiedlich weiss von der Schwelle bis 900 m (3000 Fuss) vor dem Pistenende, abwechselnd rot und unterschiedlich weiss ab 900 m (3000 Fuss) bis 300 m (1000 Fuss) vor dem Pistenende und rot ab 300 m (1000 Fuss) vor dem Pistenende.

Ausnahmen:

- a) Wo die Pistenmittellinienfeuer einen Abstand von 7,5 m (25 Fuss) haben, sollen auf dem Abschnitt ab 900 m (3000 Fuss) bis 300 m (1000 Fuss) vor dem Pistenende abwechselnd Paare von roten und unterschiedlich weissen Leuchten verwendet werden.
- b) Bei Pisten von weniger als 1800 m (6000 Fuss) Länge sollen die abwechselnd roten und unterschiedlich weissen Leuchten von der Mitte der für die Landung benützbaren Pistendistanz bis 300 m (1000 Fuss) vor das Pistenende reichen.

Anmerkung. - Bei der Anlage des elektrischen Systems ist Sorgfalt am Platze, damit eine Störung bei einem Teil desselben nicht zur Folge hat, dass die verbleibende Pistendistanz falsch angezeigt wird."

Für Piste 15 L, welche überhaupt keine Präzisionsanflugpiste ist, gilt die Verpflichtung oder Empfehlung betreffend der Pistenmittellinienbefeuerung nicht (ICAO, Anhang 14, Par. 5.3.14.1). Die oben beschriebenen Merkmale werden jedoch als Definition der Pistenmittellinienbefeuerung an sich betrachtet.

Im Luftfahrthandbuch (AIP) von Griechenland wird der Unterschied zwischen den Pistenmittellinienfeuern der Piste 15 L und der ICAO-Norm nicht erwähnt.

1.10.5 Aufsetzzonenmarkierungen

Die Aufsetzzonenmarkierungen waren zur Unfallzeit vorhanden. Der Kontrast (Markierung/Piste) war schwach.

1.10.6 VASI (Visual Approach Slope Indicator / Sichtanflugneigungsanzeiger)

Auf der Piste 15 L ist ein drei Balken-VASI installiert worden ($2,75^{\circ}/3^{\circ}$).

1.10.7 Windmesser

Die dem Flugverkehrsleiter im Kontrollturm zur Verfügung stehenden Angaben über den Wind werden von dem Windmesser, welcher sich auf der rechten Seite der Schwelle 33 R befindet, übermittelt. An derselben Stelle befindet sich auch ein beleuchteter Windsack.

1.10.8 Sanitätsdienst

Im Westflughafen gibt es eine zentrale Sanitätsdienststelle für beinahe jedes Spezialgebiet. Sie ist am Morgen geöffnet; für den Rest des Tages stehen ein Pathologe und ein Chirurg zur Verfügung.

Im Ostflughafen gibt es eine Ersthilfestation, welche rund um die Uhr von jeweils einem Pathologen betreut wird.

Was die Ambulanzen betrifft, so gibt es einen vollausgerüsteten und bemannten Ambulanzwagen im Ostflughafen. Ueberdies sind weitere drei (3) unbemannte und nicht ausgerüstete Ambulanzen vorhanden.

1.11 Flugschreiber (Flight Recorders)

a) Das Flugzeug war mit einem Flugdatenschreiber (Flight Data Recorder, FDR) und einem Cockpit-Gesprächsaufzeichner (Cockpit Voice Recorder, CVR) ausgerüstet. Die Recorder wurden unbeschädigt aus dem Wrack geborgen. Das Ablesen wurde durch das National Transportation Safety Board (NTSB) in Washington, USA, besorgt.

- Der CVR ist ein Fabrikat Sunstrand Type AU 557 B (Vollständige Abschrift im Annex 2)

- Der FDR ist ein Fabrikat Sunstrand Type FA 542 S/N 1158 (Abschrift siehe Annex 3)

b) - Der Geschwindigkeitsverlauf auf der Landekurve kann als normal bezeichnet werden. Im Moment als das Flugzeug auf Pistenkurs eindrehte, erfolgte eine sofortige Geschwindigkeitszunahme um 10 - 15 Knoten.

Eine ähnliche Tendenz in Bezug auf Geschwindigkeits-

zunahme (spezielle FDR-Auswertung) gab es beim Flug OA 607, Boeing 707.

- Die vom FDR in der Aufsetzzone aufgezeichnete Geschwindigkeit ist nicht realistisch. Die in der Landekonfiguration aufgezeichnete Geschwindigkeitsabnahme von 160 Knoten auf 120 Knoten beim Aufsetzen ist mit einem Wert von 2,45 Knoten pro Sekunde erheblich über dem normalen Wert von ungefähr 1,5 Knoten pro Sekunde auf einem Gleitweg von 2,5⁰.

Demzufolge war die Aufsetzgeschwindigkeit beträchtlich höher als die Geschwindigkeit von 120 Knoten, welche vom FDR registriert wurde.

Der Hersteller des Flugzeuges hat die Aufsetzgeschwindigkeit des Flugzeuges in der Leistungs-Analyse (Performance Analysis) berechnet (siehe 1.16.2).

Vertikalbeschleunigung (Vertical Acceleration / VACC)

- Auf dem FDR kann der Augenblick des Aufsetzens klar bestimmt werden. Ungefähr 26 Sekunden nach dem Aufsetzen werden die Werte bedeutend höher. Diese bemerkenswerte Veränderung in der VACC fällt mit dem Ausruf des Kapitäns 'Ja genau' zusammen (CVR-Wiedergabe).
- Nach dem FDR des Fluges OY 1719, DC-8-62, Landezeit 22:36 Uhr unter fast denselben Bedingungen wie bei SR 316, gibt es einen deutlichen Unterschied im Ablauf der VACC nach dem Aufsetzen.

Aus den Aussagen des Kapitäns von OY 1719 geht klar hervor, dass die Radbremsen unmittelbar nach dem Aufsetzen betätigt wurden.

Der Kapitän von SR 316 gibt an, er habe die Radbremsen zu einem späteren Zeitpunkt betätigt und zuvor einen Bremscheck durchgeführt. Wenn man den Ablauf der VACC vergleicht (der VACC-Sensor befindet sich im linken Hauptfahrwerkgehäuse) und wenn man die beiden Aussagen berücksichtigt, darf man annehmen, dass der Kapitän von SR 316 ungefähr 26 Sekunden nach dem Aufsetzen voll zu bremsen begann.

Richtungsverlauf

- Ungefähr 24 Sekunden nach dem Aufsetzen kann eine bemerkenswerte Änderung in der Richtung festgestellt werden. Der Beginn der Richtungsänderung fällt ungefähr mit der Betätigung der Radbremsen zusammen. In dieser Phase sind auf der CVR-Spektralanalyse nicht definierte Geräusche aufgezeichnet (Schubumkehr Triebwerke No. 1 und 4), und zwar etwa 22 Sekunden nach dem Geräusch der Schubumlenkung (Schubumkehr Triebwerke No. 2 und 3).

1.12 Informationen über das Wrack und den Aufprall

1.12.1 Weg des Flugzeuges und Aufprall (Annex 4 und 5)

- Die Spuren des Bugrades werden 25,8 m vor dem Pistenende und vier Meter links von der Pistenmittellinie sichtbar. Die Spuren des rechten und linken Hauptfahrwerks werden vor dem Pistenende sichtbar.

An dieser Stelle war das rechte Hauptfahrwerk beinahe auf der Pistenmittellinie.

Nach rechts rutschend drehte sich das Flugzeug nach links.

Am Ende der Stoppbahn (64 m nach dem Pistenende) konnte die Spur des Bugrads ungefähr 20 m links von der Pistenmittellinie gefunden werden. Am Ende der Ueberrollfläche war zwischen den Spuren des Bugrads und des rechten Hauptfahrwerks eine kurze Aufprallspur des Flugzeughecks zu sehen.

- Am Ende der Ueberrollfläche befindet sich eine Böschung mit einer Neigung von ungefähr 30%. Das Terrain fällt um etwa 4 m ab.

Ungefähr 7,7 m (Horizontaldistanz) nach dem Ende der Ueberrollfläche verläuft rechtwinklig zur Pistenachse die Flughafenumzäunung. Die obere Kante der Umzäunung liegt etwa 0,35 m unterhalb dem Ende der Ueberrollfläche.

17,3 m nach der Umzäunung kommt dann eine 8,5 m breite Asphaltstrasse, welche beinahe rechtwinklig zur Pistenachse verläuft. Danach beginnt unebenes Gelände, welches eine Ueberhöhung von etwa 0,5 m aufweist.

- Als das Flugzeug das Ende der Ueberrollfläche überrollte, berührten die beiden linken Triebwerke (No. 1 und 2) die 0,35 m tiefer liegende Oberkante der Umzäunung nicht. Ob die rechten Triebwerke (No. 3 und 4) die Umzäunung berührten, kann nicht genau gesagt werden. Die Umzäunung wurde zur Hauptsache durch das Hauptfahrwerk weggerissen.

Der erste Aufprall erfolgte höchstwahrscheinlich mit dem Bugrad im Bereich der Asphaltstrasse.

Der zweite Aufprall muss erfolgt sein, als das Heck sich auf dem Ende der Ueberrollfläche befand. Ungefähr zur selben Zeit wurde das Bugrad wegen des ungefähr 0,5 m ansteigenden Geländes nach rückwärts gebogen. Das Hauptfahrwerk schlug zwischen der Böschung und der Strasse auf. Das Flugzeug rutschte weiter; als es zum Stillstand kam, befand sich das Heck ungefähr 12,5 m vom Anfang der Böschung oder 76,5 m vom Ende der Piste entfernt.

1.12.2. Beobachtungen am Wrack

Das Flugzeug wurde einerseits durch den harten Aufprall in der Nähe der Strasse und andererseits durch Feuer zerstört.

Schaden durch Feuer

- Kabine und Cockpit.
- Zum Teil linker Flügel zwischen Rumpf und Triebwerk No. 2.
- Rechter Flügel vom Rumpf bis zum Innentriebwerk No. 3.

Schaden durch Aufprall

- Der linke Flügel wurde vor dem Triebwerk No. 1 abgeknickt.
- Der Rumpf wurde vor dem Vertikalstabilisator geknickt.
- Das Bugrad wurde nach hinten gebogen.
- Das rechte und linke Hauptfahrwerk wurde von der Flügelstruktur weggerissen, wobei Teile des Hinterholms nach rückwärts gebogen und abgedreht wurden, links etwa um 90° und rechts etwa um 180° .
- Die rechte Spindel des Stabilisators ist oberhalb des Antriebs gebrochen (Gewaltsbruch verursacht durch Ueberlastung).

Weitere Befunde

- Stabilisatorposition ungefähr $5,5^{\circ}$ ANU (Aircraft nose up/ Flugzeugnase nach oben).

Landeklappen

- Die Stellung der linken, unbeschädigten Aussenklappe war ungefähr 15° ausgefahren.
- Die linke Innenklappe wie auch die rechte Innen- und Aussenklappe wurden zerstört, so dass ihre Positionen nicht angegeben werden können.
- Der äussere und der mittlere Arbeitszylinder hatten verschiedene Positionen.
- Der rechte und der linke innere Arbeitszylinder hatten dieselben Positionen. Die Distanz zwischen dem Zylindergehäuse und der Mitte der Kolbenstange war 280 mm. Vergleichsmessungen am selben Flugzeugtyp ergaben, dass dies einer Klappenstellung von ungefähr 30° ausgefahren entspricht.
Die volle Klappenstellung (50° ausgefahren) entspricht 300 mm.
- Die Stellung des Klappenwählschalters (Cockpit) konnte infolge des hohen Zerstörungsgrades nicht ermittelt werden.

Störklappen

Linker Flügel:

Die Flugstörklappen wurden zum Teil zerstört. Sie wurden in den folgenden Positionen vorgefunden:

Position 1: eingefahren; Position 2: eingefahren; Position 3: eingefahren.

Die Bodenstörklappen und ihre Mechanismen wurden in einem solchen Ausmass zerstört, dass über ihre Position nichts herausgefunden werden konnte.

- Rechter Flügel:

Die Flug- und Bodenstörklappen wurden in einem solchen Ausmass zerstört, dass über ihre Positionen nichts herausgefunden werden konnte.

Die Störklappen wurden beim Aufsetzen durch den automatischen Störklappenmotor ausgefahren. Das Motorengeräusch ist auf dem CVR deutlich zu hören.

- Schlitze:

Am rechten Flügel waren die Schlitze offen. Am rechten Flügel war das Ausmass der Zerstörung so gross, dass nichts über ihre Position herausgefunden werden konnte.

- Schubumlenker:

Alle vier Schubumlenker waren ausgefahren. Die Stellung ihrer Hebel konnte infolge des hohen Zerstörungsgrades nicht ermittelt werden.

1.13 Medizinische und pathologische Informationen

Die gerichtsmedizinischen Obduktionsberichte bezeugen, dass der Tod der 14 Passagiere durch Verbrennungen dritten Grades am ganzen Körper verursacht wurde. 11 Passagiere erlitten während der Evakuation leichtere Verletzungen.

1.14 Feuer

Sobald das Flugzeug über die Piste hinausgerollt und ausserhalb des Flugplatzgebietes auf einer Strasse, welche beinahe rechtwinklig zur Pistenachse verläuft, zum Stehen gekommen war, brach am rechten Hauptteil des Flugzeugrumpfes Feuer aus, da sich das rechte Hauptfahrwerk infolge des Aufpralls um ungefähr 180° zurückbog und die Brennstofftanks im rechten Flügel aufriss. Aus diesen Tanks begann Brennstoff auszulaufen, und das Feuer breitete sich auch auf das Strassenstück rechts vom Flugzeug aus.

Der Alarm wurde vom Kontrollturm um 20:16 Uhr ausgelöst, noch bevor der Pilot des Flugzeuges das Feuer dem Kontrollturm meldete und um Hilfe ersuchte, da der diensthabende Flugverkehrsleiter sofort bemerkte, dass das Flugzeug über die Piste hinausrollte und dass Feuer ausbrach. Das Feuer wurde zur selben Zeit auch von einem diensthabenden Feuerwehrmann bemerkt.

Sobald als der Alarm ausgelöst worden war, fuhren sechs (6) Feuerwehrautos mit einer Besatzung von 14 Mann über die östliche Rollbahn an die Unfallstelle.

Nach ungefähr 2:30 Minuten erreichte die Feuerwehr die Unfallstelle und 3 Feuerwehrewagen mit Schaumwerfer begannen ohne Verzug das Feuer vom Rand der Böschung aus zu bekämpfen. In der Zwischenzeit waren auch 3 Wagen der US Base Fire Brigade an der Unfallstelle angekommen. Nachdem sie ihre Handrohrleitungen eingerichtet hatten, übernahmen sie die Feuerbekämpfung am Heck und an der rechten Seite des Flugzeuges, währenddem der griechische Feuerwehrdienst die linke Seite übernahm, wo immer noch Passagiere das Flugzeug verliessen.

Als das Feuer etwas unter Kontrolle gebracht worden war, konnten einige schwächere, wahrscheinlich von den Sauerstoff-Flaschen herrührende Explosionen gehört werden, worauf das Feuer das ganze Flugzeug erfasste.

Sobald als die U.S. Base Fire Brigade ankam, fuhr eines der griechischen Feuerwehrautos durch das Südtor des Flughafens und kam von der linken Seite her zum Flugzeug. Es ist zu bemerken, dass ein Zugang zum Flugzeug von rechts her unmöglich war, weil dasselbe sowohl die Strasse wie auch die benützbareren Wege auf beiden Seiten blockierte. In der Zwischenzeit waren einige weitere Wagen des örtlichen Feuerwehrdienstes dazugekommen, und das Feuer wurde von allen Seiten her bekämpft.

Gerade vorher waren noch einige weitere Wagen der Flughafenfeuerwehr durch das Südtor des Flughafens zum ersten Löschwagen gefahren, um diesen zu unterstützen.

Um 20:50 Uhr war das Feuer unter Kontrolle und um 22:15 Uhr war es endgültig gelöscht.

Insgesamt waren 20 Feuerwehrautos und 75 Feuerwehrleute bei diesem Einsatz dabei. Die Löschwagen der griechischen Flughafenverwaltung waren mit Luftschaum ausgerüstet, welcher den amerikanischen Spezifikationen entspricht, aus hydrolysierten Proteinen besteht und Schaumfestiger und Ferrate sowie noch weitere, ähnliche Schutzmittel enthält. Die Löschwagen des U.S. Base Fire Fighting Service hatten die geeignete Ausrüstung.

1.15 Ueberlebenaussichten

Die DC-8-62 hat 4 Ausgangstüren, wovon 2 im vorderen und 2 im hinteren Teil der Kabine, ferner 4 Notausstiegfenster über den Flügeln und 2 Schiebefenster im Cockpit.

Von den 154 Personen an Bord, einschliesslich der Besatzung, überlebten 140 den Unfall, währenddem 14 Passagiere im Flugzeug verbrannten.

Gemäss den Aussagen der Besatzung und der Passagiere erfolgte die Evakuierung wie folgt:

- Der Kapitän verliess das Flugzeug durch das Cockpitfenster.
- Ungefähr 120 - 130 Passagiere verliessen das Flugzeug durch den linken Vorderausgang.

Da das Feuer unmittelbar nach dem Stillstehen des Flugzeugs ausbrach, wurden die Ausgangstüren und die Notausgänge auf der rechten Seite überhaupt nicht benützt. Die Ausgänge links über den Flügeln wurden auch nicht benützt, da, gemäss den Aussagen des Kabinenpersonals, unmittelbar nach dem Aufprall auch auf der linken Seite über dem Flügel Feuer ausbrach.

Als das Flugzeug zum Stillstand gekommen war, öffnete die Besatzung die linke Vorder- und Hintertüre. Die Vordertüre liess sich normal öffnen, und die Rutsche funktionierte schnell.

Beim Öffnen der linken Hintertüre gab es einige Schwierigkeiten, wahrscheinlich weil sie deformiert war. Sie wurde schliesslich mit etwas Verspätung geöffnet, aber die Rutsche öffnete sich überhaupt nicht. Die Besatzung gab die richtigen Instruktionen für eine schnelle Evakuierung, und die Passagiere verliessen das Flugzeug normal.

Durch die Verzögerung beim Öffnen gab es unter den sich bei der linken Hintertüre ansammelnden Passagieren eine Verwirrung, und da wegen des fehlenden Luftzuges im hinteren Teil der Kabine mehr Rauch war als im vordern, entstand ein Hin und Her.

Der Strom der Passagiere ging schliesslich zu der vorderen Türe. Die Rutsche der Vordertüre wurde defekt, nachdem sie von etwa 40 - 50 Passagieren benützt worden war. Die Passagiere sprangen nun aus einer Höhe von 1.70 m hinunter, wobei sie von der Besatzung unterstützt wurden. Dabei erlitten 11 Passagiere leichtere Verletzungen, und das nicht nur wegen der Höhe sondern auch dadurch, dass sie aufeinander sprangen.

Den Berechnungen zufolge dauerte die Evakuierung ungefähr 3:30 bis 4:30 Minuten.

Die zwei Rettungsspezialisten, die mit der Feuerwehr ankamen und mit feuerfester Ausrüstung und Rauchmasken ausgerüstet waren, waren zugegen, als die Passagiere das Flugzeug verliessen. Einer von ihnen sagte aus, er habe das Flugzeug nicht betreten, weil er auf einen diesbezüglichen Befehl gewartet habe.

Diesbezügliche Befehle wurden jedoch weder vom Chef der griechischen Feuerwehr noch von dem des U.S. Base Fire Fighting Teams gegeben, weil, nach ihren Aussagen, das Flugzeug vollständig in Flammen gestanden habe und die Rettungsmannschaft ausserhalb der Reichweite der Schaumwerfer gewesen sei.

Gemäss seinen eigenen Aussagen ging der Co-Pilot noch einmal in das Flugzeug, als keine Passagiere mehr herauskamen. Er wollte nach Passagieren suchen, konnte aber wegen des Rauchs nichts sehen.

Den Aussagen der Zeugen zufolge wie auch gemäss den Swiss-air-Bordkarten sassen die 14 Toten im hintern Teil des Flugzeuges zwischen der 21. und der 26. Reihe. Es scheint, dass diese Passagiere aus nicht festgestellten Gründen nicht oder nicht energisch genug versucht haben, das Flugzeug zu verlassen, vor allem wenn man noch in Betracht zieht, dass, nach den Angaben des Kabinenpersonals, die Evakuation durch die hintere Türe abgeschlossen war.

Die Tatsache jedoch, dass die Toten in einem ganz bestimmten Teil der Kabine waren und besonders der Tod von 5 von 6 Personen, welche in der Reihe 25 sassen, lässt doch Fragen und Vermutungen darüber aufkommen, ob sie möglicherweise durch eine in diesem Bereich erfolgte Deformierung der Kabine blockiert wurden. Dies ist jedoch schwer zu beweisen, umsomehr als eine grosse Anzahl Passagiere dort vorbeigingen und niemand von ihnen berichtete, der Durchgang sei schwierig gewesen.

Es kann angenommen werden, dass aller Wahrscheinlichkeit nach alle Passagiere die Möglichkeit gehabt hätten, aufzustehen und das Flugzeug zu verlassen.

Die Verwirrung infolge der Missverständnisse beim hintern Ausgang und das daraus entstehende Hin und Her hatten zur Folge, dass die Passagiere zu lange dem Rauch ausgesetzt waren, so durch das Einatmen von giftigen Gasen die Besinnung verloren und nicht mehr imstande waren, sich zu retten.

Die medizinischen Obduktionsberichte bezeugen, dass der Tod der 14 Passagiere durch Verbrennungen dritten Grades am ganzen Körper verursacht wurde.

1.16 Besondere Untersuchungen

1.16.1 Flugzeugbestandteile

Die folgenden Bestandteile wurden durch die Olympic Airways geprüft:

- Radbremsen

- Die Bremsscheiben waren in gutem Zustand. Die Masse aller Bremsscheiben waren innerhalb der vorgeschriebenen Toleranzen.
- Die Bremsen des linken Hauptfahrwerks 1-2-3-4 wurden unter Druck geprüft. Sie funktionierten alle normal.
- Die Bremsen des rechten Hauptfahrwerks 5-6-7-8 konnten nicht unter Druck getestet werden, da die Dichtungen durch das Feuer zerstört worden waren.

- Bugradsteuerung

- Das Steuerventil der Bugradlenkung wurde geprüft und als normal funktionierend befunden.

1.16.2 Landeleistungsberechnung

Mc Donnell Douglas, der Hersteller des Flugzeuges, stellte auf der Grundlage des FDR, des CVR und der Aussagen der Besatzung eine Landeleistungsberechnung auf (siehe Annex 6).

1.16.3 Landeklappenstellung zur Unfallzeit

- Die Positionen des rechten und des linken Klappenbetätigungszyylinder weisen auf eine Klappenstellung von ungefähr 30° ausgefahren hin. Es stellt sich nun die Frage, ob die Klappenstellung zur Unfallzeit 35° ausgefahren oder 50° ausgefahren (voll ausgefahren) war.

- Operation

- Bei der Operation ergibt sich gemäss CVR eine vollausgefahrte Klappenstellung (50°).

Während der Flugverkehrsleiter der SR 316 die Bremswirkung übermittelt, welche vom Kapitän bestätigt wird, befiehlt der Co-Pilot gleichzeitig: 'Full flaps final check - 3 greens.'

Ungefähr 5 Sekunden später, jedoch ohne die erforderliche separate Bestätigung der Klappenstellung, meldet der Kapitän: 'Final check completed.' Und der Bordtechniker ruft: 'All set for landing.' Dies deutet ebenfalls darauf hin, dass die Klappen 50° ausgefahren waren.

- Technik

- Die Annahme einer Klappenstellung von 35° nach unten kann sich auf die folgende Tatsache stützen:
 - Die zwei inneren Betätigungszyylinder hatten die gleiche Position, obwohl einer lose am Boden lag, während

der andere noch immer mit den Befestigungs-
Betätigungsteilen verbunden war.

- Die Annahme einer Klappenstellung von 50° kann sich auf folgende Tatsachen stützen:

- Bei der Einstellung 50° nach unten befinden sich die Hinterkanten der Innenklappen ungefähr 0,9 m unterhalb der Rumpfunterseite (35° entsprechen 0,6 m). Da die Innenklappen (nachdem beide Hauptfahrwerke zusammen mit Flügel-/Hinterholmstrukturteilen beim Aufprall abgerissen worden waren) auf die verhältnismässig flache Asphaltstrasse aufschlugen, wurden sie grossem Druck ausgesetzt.

Das Klappensystem enthält ein Ueberlastsicherheitsventil, welches eine Ueberbelastung der Klappen verhindert, d.h. die Klappen werden bei Ueberbelastung von aussen teilweise eingefahren.

Ferner sollte in Betracht gezogen werden, dass das hydraulische System (Klappenbetätigung) höchst wahrscheinlich beschädigt wurde, als die beiden Hauptfahrwerke weggerissen wurden, was wiederum ein teilweises Einfahren der Klappen unter Einwirkung von aussen möglich machte.

In Anbetracht dieser Umstände ist es vernünftig, wenn man annimmt, dass die Klappen durch Einwirkung von aussen eingefahren resp. aus der Position 50° (vollausgefahren) auf ungefähr 30° zurückgeschoben wurden.

- Nach sorgfältigem Abwägen der obenerwähnten Punkte kann angenommen werden, dass die Klappenstellung höchstwahrscheinlich 50° (vollausgefahren) war.

1.16.4 Erforderliche Pistenlänge (Landedistanz und erforderliche Pistenlänge)

- Bedingungen:

- Landegewicht ungefähr 107 Tonnen.
- Windangaben durch Kontrollturm: 090/12.
- Gegenwindkomponente: ungefähr 5 Knoten.

- Erforderliche Länge bei trockener Piste:

- ungefähr 1820 m.

- Erforderliche Länge bei nasser Piste:

- | | |
|---------------------------------|--------------|
| - in trockenem Zustand ungefähr | 1820 m |
| - Nässekorrektur | 300 m |
| - Windkorrektur (5 Knoten) | <u>100 m</u> |
| | 2220 m |

- Verfügbare Pistenlänge: 2980 m

- Erforderliche Pistenlänge für Pistenbedingungen 'medium to poor':

- in trockenem Zustand ungefähr	1820 m
- Korrektur 'medium to poor'	600 m
- Windkorrektur (5 Knoten)	<u>100 m</u>
	2520 m

1.17 Zusätzliche Angaben

1.17.1 Swissair-Verfahren

- Flight Operation Manual (FOM = Flugbetriebshandbuch)
- 2.4.8 Inflight Procedures (Verfahren im Flug)
 - 376. Verwendung des Visual Approach Slope Indicators (Sichtanflugneigungsanzeigers) VASI -----
Wenn ein für den Piloten deutlich sichtbarer Standard-VASI in Betrieb ist, sollte er als ein Mittel betrachtet werden, das einen sicheren Anflugweg bis auf 200 Fuss, resp. 500 Fuss (siehe RM) angibt. Wenn man sich unterhalb dieser Höhen auf einen VASI ausrichtet, ist es möglich, dass einige Flugzeuge wegen des Höhenunterschiedes zwischen Auge und Rädern zu hoch oder zu tief auf die Pistenschwelle kommen. Es ist deshalb wichtig, dass die Piloten die Besonderheiten ihrer Flugzeuge kennen. Jede Abweichung vom VASI-Gleitweg über 200 Fuss, resp. 500 Fuss, sollte als Verlassen des idealen Gleitwegs betrachtet werden.
 - 452. Stabilisierung des Flugzeugs
Bei VMC (visual meteorological conditions / Sichtflugwetterbedingungen) wird empfohlen, die Stabilisierung bei 1000 Fuss über Boden vorzunehmen. Spätestens bei 500 Fuss über Boden muss das Flugzeug jedoch stabilisiert sein.
- 2.4.9 Inflight Procedures (Verfahren im Flug)
 - Um ein Maximum an verfügbarer Pistenlänge zu haben, kann eine versetzte Pistenschwelle auf einer etwas tieferen Höhe als normal überflogen werden, wenn die Bedingungen günstig sind, d.h. keine Wettermindestbedingungen, keine Hindernisse, keine offensichtlichen Lärmprobleme usw. zu beachten sind. Diese Abweichung vom Verfahren ist jedoch nur erlaubt, wenn sie im RM angegeben wird.

- 230. Aufsetzen
- 231. Der gewünschte Aufsetzpunkt liegt auf einer Distanz von 300 m bis 600 m von der Landeschwelle. Entsprechende Pistenmarkierungen, die Stellung der VASI-Balken und/oder beleuchtete Aufsetzzonen können eine grosse Hilfe sein, um den korrekten Zielpunkt bei 300 m zu bestimmen.
- 232. Wenn das Aufsetzen innerhalb der gewünschten Aufsetzzone nicht bewerkstelligt werden kann, soll normalerweise zu einem Durchstarten unter gebührender Berücksichtigung der verbleibenden Pistenlänge angesetzt werden. Das Aufdrehen der Triebwerke, die Geschwindigkeit des Flugzeuges und der Anstellwinkel müssen genau in Betracht gezogen werden.
- 233. Es muss alles getan werden, um auf und entlang der Pistenmittellinie zu landen, da dies den grössten Spielraum für Korrekturen lässt, falls nach dem Aufsetzen Schwierigkeiten beim Ausrichten des Flugzeuges auftreten.
- 240. Landelauf
- 241. Verwendung der Schubumkehr
 - Wo verfügbar sollte das Schubumkehrsystem bei jeder Landung mindestens in der Leerlaufschubumkehrstellung verwendet werden, um verbleibenden Vorwärtsschub zu reduzieren und um bei unerwarteten Situationen bereit zu sein.
 - Rückwärtsschub soll nur verwendet werden, wenn das Flugzeug auf einem stabilen, geraden Landelauf ist. Er soll symmetrisch angewendet werden. Maximaler Rückwärtsschub ist nur anzuwenden, wenn es im Interesse der Sicherheit notwendig ist. Bei der Anwendung von asymmetrischem Rückwärtsschub muss vorsichtig vorgegangen werden (z.B. bei Landungen mit ausgefallenen Triebwerken).
- 242. Verwendung der Radbremsen
 - Das Standardverfahren setzt ein normales Aufsetzen (Distanz, Geschwindigkeit, Konfiguration usw.) voraus und wird empfohlen für trockene, nasse und verunreinigte Pistenverhältnisse.
Warte nach dem Aufsetzen mit der Anwendung der Bremsen so lange als möglich nach Massgabe
 - der verfügbaren Pistenlänge,
 - der Pistenverhältnisse,
 - des Landegewichts,

- der Windkomponente und
- der Verwendung der Schubumkehr.

Bezüglich detaillierter Verfahren siehe AFM.

- 250. Landung unter ungünstigen Pisten- und/oder Wetterbedingungen-----
 - 251. Detaillierte Verfahren sind in den entsprechenden AFM und FOM 3.7.1 zu finden.
 - 3.7.1 Vorgehen bei besonderen Wetterverhältnissen
 - 600. Anflug und Landung
 - 610. Allgemeines
 - 611. Die Verwendung von überwachten Anflugverfahren gemäss FOM 2.4.8 wird empfohlen.
 - 615. Genügende Sicht nach vorne während des Anfluges ist sicherzustellen durch richtige und frühzeitige Verwendung der Windschutzscheibenheizung, der Scheibenwischer usw.
 - 616. Grosse Vorsicht muss beachtet werden nach dem Wechseln von Instrumenten- auf Sichtführung, speziell bei Wetterbedingungen mit Schneewirbel, wo ein teilweiser Verlust der Orientierung (Höhe, Flugzeugrichtung) vorkommen kann.
 - 620. Landen und Anhalten
 - 621. Zum Landen soll die unter den vorherrschenden Bedingungen beste verfügbare Piste gewählt werden. Alle Faktoren und Verhältnisse sind zu berücksichtigen.
 - 622. Die Breite des freien Pistenstreifens soll normalerweise nicht weniger als 30 m / 100 Fuss betragen. Falls jedoch die Breite des behandelten Streifens (gesandet, besprüht) etwas weniger als 30 m / 100 Fuss beträgt, muss die Lage vom PIC (kommandierenden Piloten) sorgfältig beurteilt werden.
- Anmerkung: Bezüglich der Bedeutung von 'behandelt' siehe 425 oben.
- 623. Die in dem entsprechenden AFM festgelegten Flugverfahren sind so genau wie möglich zu befolgen.
Strebe ein sicheres Aufsetzen bei etwa 1000 Fuss an. Wenn anzunehmen ist, dass ein unzulänglicher

Anflug ein Aufsetzen weit hinten verursachen könnte, muss durchgestartet und erneut angefliegen werden.

- 624. Zusätzlich sind die folgenden Punkte speziell zu beachten:
 - Mache einen langen, geraden Endanflug.
 - Lande auf der Mittellinie.
 - Verwende Leerlaufschubumkehr so bald als möglich nach dem Aufsetzen, Rückwärtsschub aber nur, wenn während des Landelaufs keine Richtungssteuerprobleme auftreten.
 - Bremse im Verhältnis zu der verfügbaren Pistenlänge.
 - Bei Problemen mit der Richtungssteuerung während des Landelaufs sollte eine mässige Anwendung der Radbremsen in Betracht gezogen werden, um die Steuerbarkeit des Flugzeuges wieder zu erlangen.

- Aircraft Flight Manual (AFM)(Flughandbuch)

Anflug mit VMC (Sichtflugwetterbedingungen), 4 Triebwerke

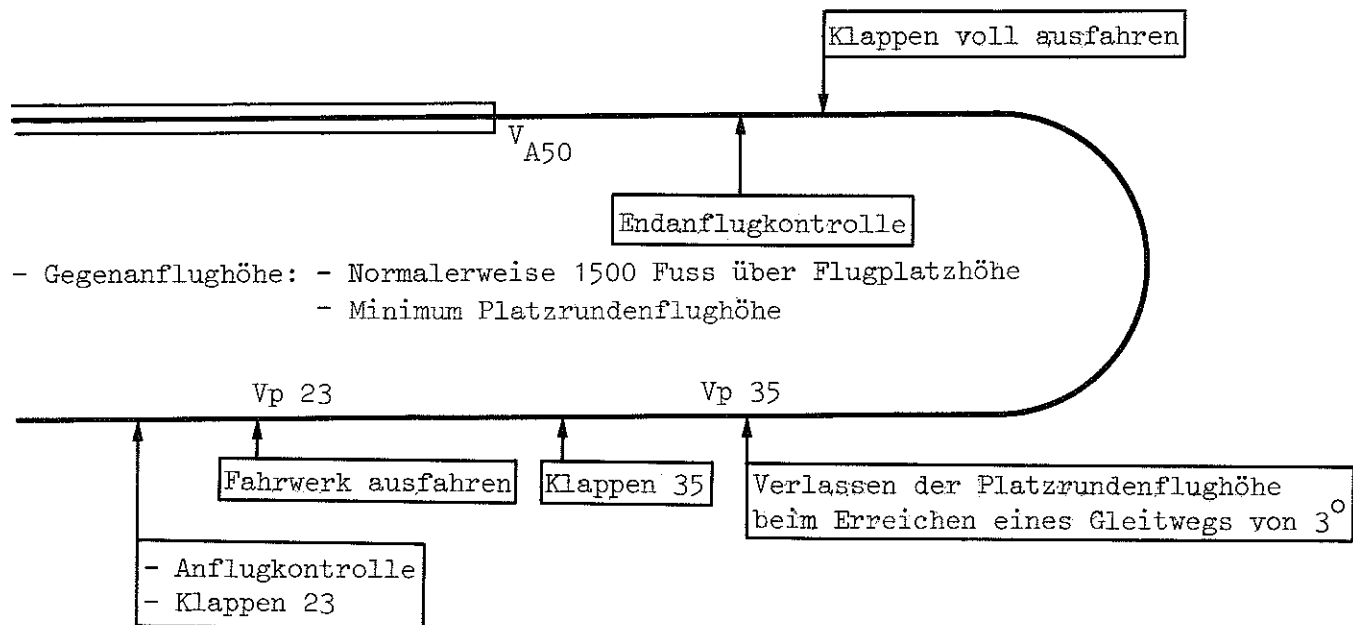


Fig. 4 - Anflug mit VMC, 4 Triebwerke

Fahre das Fahrwerk früh genug aus, um beim Wählen der Klappenstellung 35 eine Fahrwerk ausfahrwarnung zu vermeiden. Von 500 Fuss über der Flugplatzhöhe an muss das Flugzeug auf den richtigen Gleitweg, die richtige Konfiguration und die richtige Geschwindigkeit stabilisiert sein.

- 010. Landung

Allgemeines

- Der normale Aufsetzpunkt liegt auf dem mittleren Teil der Piste und bei einer Distanz zwischen 300 m und 600 m von der Landeschwelle.
 - Beim Ausschweben muss darauf geachtet werden, dass das Flugzeug nicht zu stark rotiert (= angestellt) wird, da es beim Pfeilflügel durchaus möglich ist, einen beunruhigend hohen Anstellwinkel zu erreichen, ohne dass das Schütteln vor dem Abreissen der Strömung schon einsetzt. Eine Landung in zu angestellter Stellung ergibt grössere Quersteuerungsprobleme und vermindert den vorhandenen freien Raum für die Triebwerksgondeln (von dem normalen Neigungswinkel von 7° auf nur 0°).
 - Da die Verzögerung am Boden ungefähr dreimal grösser ist als in der Luft, muss ein Dahingleiten knapp über der Piste über den normalen Aufsetzpunkt hinaus vermieden werden. Diese Methode verbraucht einen grossen Teil der verfügbaren Pistenstrecke.
 - Für je 10 Fuss mehr über der idealen Höhe bei der Landeschwelle verlängert sich die Lande-distanz um 55 m.
 - Senke das Bugrad so bald als möglich auf die Piste ab.
 - Verwende das Seitenruder zur Richtungssteuerung.
 - Der Bordtechniker hat das richtige Ausfahren der Bodenstörklappen zu überprüfen. Bei einer Störung beim Ausfahren soll er 'Spoilers' rufen (aber erst, wenn das Bugrad auf dem Boden ist).
 - Im Falle einer Störung fährt der Co-Pilot die Störklappen von Hand aus.
- (3) Landung, wenn die Bremswirkung weniger als gut ist
Die Erfahrung hat gezeigt, dass die Radbremsen sehr wenig oder keinen Verzögerungseffekt haben, wenn die Landung auf einer nassen oder glitschigen Piste erfolgt. Um zu einem sicheren Anhalten

zu kommen, wird die folgende Methode empfohlen:

- Mache einen normalen Anflug mit korrekter Schwellengeschwindigkeit und korrektem Aufsetzpunkt.

Senke das Bugrad so bald als möglich nach dem Aufsetzen, damit die Bodenstörklappen ausgefahren werden können und es möglich ist, die Schubumkehr und die Radbremsen frühzeitig zu verwenden.

- (4) Verwendung der Schubumkehr

Sobald als es die technischen Bedingungen erlauben, soll Leerlaufbremsschub gesetzt werden.

Da die Wirksamkeit der Schubumkehr bei höheren Geschwindigkeiten grösser ist, ist es wichtig, sie so schnell als möglich nach dem Aufsetzen einzuleiten.

Der Einsatz der Schubumkehr soll nur verzögert werden, wenn das Flugzeug abnormal hüpft.

(a) Normales Verfahren

Beim Aufsetzen des Hauptfahrwerks stellt der assistierende Pilot den Leerlaufbremsschub ein.

Sobald das Bugrad fest auf dem Boden ist, ruft der Kapitän 'Reverse' oder 'My controls - Reverse', falls der Co-Pilot die Landung gemacht hat.

Auf diesen Befehl hin, hat der Co-Pilot die Innentriebwerke auf 1,6 EPR zu erhöhen; die Aussentriebwerke bleiben auf Leerlaufbremsschub.

Bei 60 Knoten reduziert der Co-Pilot bei allen Triebwerken auf Leerlaufbremsschub.

'Reverse - off' soll vom Kapitän befohlen oder eingestellt werden.

(b) Abweichende Verfahren

Der Kapitän befiehlt Abweichungen von der oben beschriebenen Methode, wenn es die Umstände erfordern, z.B. wegen Lärmbekämpfungsrestriktionen, Pistenzustand, Notfällen etc.

Sei vorsichtig beim Anwenden des Bremsschubs bei starkem Querwind und/oder reduzierter Bremswirkung. Der Bremsschub muss dann langsam und symmetrisch erhöht werden. Bei Steuerschwierigkeiten reduziere sofort auf 'idle reverse' oder 'reverse - off'.

Sei auf asymmetrischen Bremsschub und mögliche Steuerschwierigkeiten gefasst, falls die Schubumkehrvorrichtung eines Triebwerkes nicht ge-

geschlossen bleiben sollte, während auf Schubumkehr geschaltet ist.

Verwende auf den Innentriebwerken nicht mehr als die höchste Dauerschubumkehr, es sei denn in Notfällen.

Bei ungünstigen Bedingungen, z.B. knappen Pistenbedingungen, hohen Anfluggeschwindigkeiten und/oder voraussichtlichem Aquaplaning usw. kann auf den Aussentriebwerken ein höherer Bremsschub als beim normalen Verfahren verwendet werden.

Der Co-Pilot erhöht den Bremsschub bei allen vier Triebwerken auf 1,6 EPR, sobald das Bugrad auf dem Boden ist. Behalte diese Schubeinstellung bis zu einer Geschwindigkeit von etwa 100 Knoten IAS (angezeigte Fluggeschwindigkeit / indicated airspeed) bei, setze dann die Aussentriebwerke auf Leerlaufbremsschub und mache dasselbe bei 60 Knoten auch bei den Innentriebwerken.

Höherer Bremsschub als 1,2 EPR bei den Aussentriebwerken führt zu Strömungsabriss im Kompressor mit lauten Detonationen bei Geschwindigkeiten unter 90 Knoten.

(5) Verwendung der Radbremsen

(a) Bremsgrundsätze

Es ist von äusserster Wichtigkeit, dass die Bremsen nicht gebraucht werden, bevor die Räder auf dem Boden sind. Wenn das Flugzeug nach dem ersten Aufsetzen aufspringt oder sich ein Flügel, z.B. infolge von Querwind, hebt, müssen die Bremsen sofort gelöst werden, da andernfalls die Räder beim nächsten Aufsetzen blockiert sein könnten.

Die Erfahrung zeigt, dass ein ständiges, leichtes Anlegen der Radbremsen eine ungleichmässige Bremswirkung auf den einzelnen Rädern zur Folge haben kann und eine grosse Hitzeausdehnung im Fahrwerk verursacht.

- (b) Das STANDARDverfahren setzt ein normales Aufsetzen voraus (Distanz, Geschwindigkeit, Konfiguration usw.) und wird für trockene, nasse und verunreinigte Pistenbedingungen empfohlen.

Warte nach dem Aufsetzen mit der Anwendung der Bremsen so lange wie möglich nach Massgabe

- der verfügbaren Pistenlänge,
- der Oberflächenreibung,
- des Landegewichts,
- der Windkomponente und
- der Verwendung des Bremsschubs.

Nach dem Anlegen der Bremsen drücke energisch auf die Bremspedale bis zum Erreichen der Rollgeschwindigkeit.

(c) Maximale Verwendung der Bremsen

Wenn es die tatsächlichen Verhältnisse erfordern, ist zum Erzielen der optimalen Bremswirkung die volle Anwendung der Bremsen zulässig und wird auch empfohlen.

1.17.2 Lärmbekämpfungsverfahren auf dem Flughafen von Athen

- Auszug aus den griechischen AIP (gültig zur Unfallzeit). AGA 2.5.4, Par. 2.2.
Flugzeuge, welche anfliegen, um auf der Piste 15 L-R zu landen, werden ersucht, die nötigen Vorkehrungen für einen kurzen Endanflug zu treffen, wenn vom Kontrollturm nicht etwas anderes angeordnet wird.

2. ANALYSE

2.1 Flugzeug

Die Besatzung machte für die Unfallzeit weder Defekte noch Störungen geltend. Die technische Untersuchung, speziell der Bremssysteme (Radbremzen - Schubumlenkung) und der Reifen, ergab ebenfalls keine Anhaltspunkte auf vorherbestehende Defekte, welche zu dem Unfall beigetragen oder denselben verursacht haben könnten.

2.2 Platzrundenanflug auf Piste 15 L

- Der Platzrundenanflug war normal, bis das Flugzeug, gemäss FDR, bei 370 Fuss (QNH) auf Pistensteuerkurs eindrehte, wo der Kapitän, gemäss CVR, 23 Sekunden vor dem Aufsetzen, 'speed slightly high' rief.

In diesem Augenblick war die Geschwindigkeit im Begriffe zuzunehmen und erreichte dann, gemäss FDR, nach ungefähr 8 Sekunden einen Höchstwert von ungefähr 161 Knoten (IAS). Etwa 3 Sekunden bevor die 161 Knoten erreicht wurden, wurde die Triebwerkleistung deutlich reduziert.

Zu diesem Zeitpunkt muss das Flugzeug zu schnell und oberhalb des Gleitwegs (VASI) gewesen sein.

- Das Swissair-Verfahren spezifiziert, dass das Flugzeug bei einem Sichtanflug zum mindesten auf einer Höhe von 500 Fuss auf dem richtigen Gleitweg stabilisiert sein muss.

Auf dem Flug SR 316 wurde dieses Verfahren offensichtlich nicht eingehalten. Die fünf Flugzeuge, welche bei ähnlichen Wetterbedingungen in jener Nacht vor und nach dem Unfall landeten, erreichten den Pistensteuerkurs auf einer Höhe zwischen 300 und 400 Fuss.

Das publizierte Lärmbekämpfungsverfahren, welches einen kurzen Endanflug auf die Piste 15 verlangt, kann, speziell nachts, den Piloten zu einem zu kurzen Endanflug verleiten.

Es erübrigt sich zu sagen, dass die Verfahren zur Lärmbekämpfung, wo immer es auch sei, nicht so zu interpretieren sind, dass ihre Befolgung die Flugsicherheit beeinträchtigen kann.

- Die deutliche Geschwindigkeitszunahme unmittelbar nach dem Eindrehen auf den Pistensteuerkurs wurde möglicherweise durch widrige Windeinflüsse verursacht (topographisch bewirkter Aufwind).

Eine ähnliche Zunahme der Geschwindigkeit zeigt sich bei der FDR-Evaluation des Fluges OA 607.

2.3 Landeklappenstellung beim Endanflug

Wie unter 1.16.3 ausgeführt wurde, konnte die Stellung der Landeklappen nicht endgültig bestimmt werden. Auf Grund des Vergleichs aller verfügbaren Fakten kann angenommen werden, dass die Klappenstellung mit höchster Wahrscheinlichkeit 50° (voll ausgefahren) war.

2.4 Endanflug

SR 316 erreichte den Pistensteuerkurs beim Endanflug auf Piste 15 L auf einer Höhe von ungefähr 370 Fuss (QNH). Auf Grund der FDR- und CVR-Aufzeichnungen wie auch der Leistungsberechnung von Mc Donnell Douglas wird offensichtlich, dass die Geschwindigkeit höher (161 Knoten IAS) war als normal (146 Knoten) und dass das Flugzeug über dem Gleitweg VASI gewesen sein muss. Nach dem Eindrehen auf den Pistensteuerkurs war das Flugzeug hinsichtlich der Geschwindigkeit und des Gleitwegs nicht stabilisiert.

In Anbetracht der folgenden Umstände wäre es für die Besatzung schwierig gewesen, das Flugzeug in dieser Lage über der Pistenschwelle zu stabilisieren:

- Man war sehr nahe bei der versetzten Pistenschwelle (Kurzanflug), über dem Gleitweg (VASI) und zu schnell.
- Man hatte beinahe das maximale Landegewicht.
- Eine Beschränkung der Pistenoberflächenreibung (medium to poor) war der Besatzung gemeldet worden.

- In diesen Verhältnissen wäre ein Durchstarten angebracht gewesen. Die Besatzung dachte aber nie an etwas anderes als an eine Abschlusslandung. Um eine Abschlusslandung durchzuführen, wäre jedoch unter den gegebenen Umständen eine grössere Pistenlänge als die normalerweise benötigte erforderlich gewesen. Es muss offen bleiben, ob die versetzte Pistenchwelle der Piste 15 L (verfügbare Pistenlänge 2980 m) im Gegensatz zu Piste 33 R (verfügbare Pistenlänge 3350 m) von der Besatzung genügend beachtet wurde.

2.5 Aufsetzen und Ueberrollen

Bei den drei Fällen (1,2,3) in der Douglas-Leistungsanalyse ergibt sich nur bei Fall 3 eine vernünftige Wechselbeziehung mit den folgenden Parametern (Annex 6a):

- Aufsetzgeschwindigkeit ungefähr 149 Knoten (Grundgeschwindigkeit);
- Geschwindigkeit bei Betätigung der Bremsen ungefähr 93 Knoten (Grundgeschwindigkeit);
- verflossene Zeit vom Aufsetzen bis zur vollen Betätigung der Bremsen: ungefähr 25 Sekunden;
- verflossene Zeit vom Aufsetzen bis zum Ueberrollen: ungefähr 42 Sekunden;
- Geschwindigkeit beim Ueberrollen der Piste ungefähr 45 Knoten (Grundgeschwindigkeit)
- μ -Verzögerung ungefähr 0,1;
- demgemäss wäre der Aufsetzpunkt etwa 870 m von der versetzten Pistenlandeschwelle entfernt.

Aus einer verfeinerten Analyse sind die folgenden Parameter abgeleitet worden (Annex 6b):

- Zeit vom Aufsetzen bis zum Ueberrollen ungefähr 41 Sekunden (Spektralanalyse);
- Zeit vom Aufsetzen bis zur vollen Betätigung der Bremsen ungefähr 26 Sekunden (CVR - FDR SR 316, FDR OY 1719, Aussagen beider Piloten);
- Ueberrollgeschwindigkeit 40 ± 5 Knoten (Annex 6c).

Es kann gezeigt werden, dass der Zeitablauf bei einer angenommenen Aufsetzgeschwindigkeit von 150 Knoten in zufriedenstellender Beziehung zu den verfeinerten Schlüsselparametern steht. Das durchschnittliche wirksame Verzögerungs- μ während der Radbremsungsphase wäre dann 0,15 und die berechnete Aufsetzdistanz 880 m ab Schwelle.

2.6 Verhalten der Besatzung beim und nach dem Aufsetzen

- Gemäss den Angaben des Flugkapitäns erfolgte das Aufsetzen so, dass das Hauptfahrwerk und das Bugrad beinahe gleichzeitig den Boden berührten (Beinahe eine Dreipunktlandung). Dies wurde bewirkt, als der Kapitän "Abstellen" befahl und so das Ausschweben (Verringerung des Anstellwinkels) unterbrach.
- Nach dem Aufsetzen verhielt sich die Besatzung wie bei einer Routinelandung ausgenommen in Bezug auf die Schubumkehr, welche von Leerlauf auf normalen Rückwärtsschub eingestellt wurde, nachdem bekannt war, dass die Oberflächenreibung der Piste mittel bis schwach (medium to poor) war.
- Die Besatzung war sich bewusst, dass das Landegewicht beinahe das Maximum betrug und die Oberflächenreibung von einem vorher landenden Flugzeug als 'medium to poor' gemeldet worden war. Auf Grund der ihr bekannten Tatsachen muss die Besatzung erkannt haben, dass das Aufsetzen verhältnismässig spät und bei einer erhöhten Geschwindigkeit erfolgte.

Trotzdem und ungeachtet der 'company's technique' (siehe 1.17.1/AFM 010, landing paragraph (3)) wurde der verfügbare Bremsschub nicht voll genutzt (alternate reverse) und die Radbremsen wurden erst ungefähr 26 Sekunden nach dem Aufsetzen bei einer Geschwindigkeit von etwa 93 Knoten und 500 bis 600 m vor dem Pistenende voll betätigt.

- Es ist unter diesen Umständen schwer zu verstehen, warum die Besatzung und speziell der Flugkapitän nach dem Aufsetzen das verfügbare Bremssystem (Radbremsen und Bremschub) nicht voll einsetzte. Die folgenden Fakten, einzeln oder in Verbindung, können vielleicht das Verhalten der Besatzung und speziell des Kapitäns erklären:
 - Die sich in einer kritischen Phase zum Teil sehr schnell verschlechternden Bedingungen (Geschwindigkeit, Gleitweg) wurden nicht genügend erfasst.
 - Die Situation wurde falsch beurteilt infolge einer teilweise ungenügenden Beachtung aller primären Faktoren wie z.B.
 - maximales Landegewicht,
 - Restriktion bei der Pistenreibung,
 - verhältnismässig spätes Aufsetzen,
 - Aufsetzen bei erhöhter Geschwindigkeit,
 - Reduktion der Pistenlänge im Gegensatz zu Piste 33 R wegen der versetzten Schwelle.
 - Der Grund, weshalb der Kapitän die Radbremsen relativ spät, ungefähr 26 Sekunden nach dem Aufsetzen und 500 bis 600 m vor dem Pistenende betätigte, könnte einzeln oder zusammenhängend in den folgenden Punkten gesucht werden:

- Eindruck einer Routinelandung (Aussagen der Besatzung);
- allgemeine Praxis der Fluggesellschaft bei Routinelandungen in Bezug auf Verwendung der Schubumkehr und Verwendung der Radbremsen siehe 1.17.1/FOM 2.4.9 Paragraphen 241 und 242. 1.17.1/AFM 010 Landung, Paragraphen (3) (4) (4a) (4b) und (5a);
- Eindruck einer beinahe trockenen Piste (Aussagen der Besatzung);
- Eindruck einer verhältnismässig langen Piste;
- Eindruck normaler Bremswirkung nach dem ersten Bremscheck (Aussagen der Besatzung);
- erschwertes Erkennen der geographischen Position des Flugzeuges auf der Piste bei Nacht;
- unterschiedliche Pistenmittellinienbefeuereung gegenüber den ICAO-Normen, obwohl die Piste 15 L nicht zu den Anflugpisten der Kategorien I, II oder III gehörte, auf welche sich die ICAO-Normen beziehen.

Anmerkung

Die bevollmächtigten Vertreter der Schweiz sind der folgenden, abweichenden Ansicht in Bezug auf die Erklärung, weshalb die Besatzung die Bremsysteme relativ spät betätigte. Als Zusatz zum letzten Abschnitt oben erklären die schweizerischen Vertreter:

- Dieser Unterschied konnte von der Besatzung nicht bemerkt werden, da er im AIP (Flughandbuch) von Griechenland nicht publiziert worden war. Die nicht normgemässen Merkmale der Pistenmittellinienbefeuereung konnten bei der Besatzung den irreführenden Eindruck einer längeren Distanz bis zum Pistenende erwecken (900 m anstatt 150 m).

2.7 Möglichkeiten der Besatzung nach dem Aufsetzen

In Anbetracht der Tatsache, dass das Aufsetzen bei einer Geschwindigkeit von ungefähr 150 Knoten (Grundgeschwindigkeit) in einem Sektor 800 bis 900 m von der versetzten Schwelle weg erfolgte, hätte die Möglichkeit bestanden, das Flugzeug vor dem Ende der Ueberrollfläche anzuhalten (gemäss Mc Donnell-Douglas-Leistungsberechnungen für eine Bremswirkung mit einem durchschnittlichen μ -Koeffizienten von 0,1), wenn die Radbremsen ungefähr 3 Sekunden nach dem Aufsetzen betätigt worden wären (Bremschub-Einstellung/normaler Bremschub/wie von der Besatzung eingeleitet und durchgeführt). Der relativ niedrige Wert von 0,1 μ Bremskoeffizient war vom Flugzeug unter den zur Unfallzeit herrschenden Pistenverhältnissen zu erreichen.

2.8 Windsituation beim Endanflug auf Piste 15 L

- Die der Besatzung vom Kontrollturm übermittelte Windangabe für den Endanflug 15 L stammte von dem Windmesser, welcher in der Aufsetzzone der Piste 33 R aufgestellt war.
- FDR-Auswertungen des Fluges KL 811 (Boeing 747) zeigten, dass es im Gegensatz zu dem vom Kontrollturm angegebenen Wind von 090°/12 Knoten Gegenwind eine Rückenwindkomponente von 5 Knoten auf 350 Fuss gab, welche sich bei 40 Fuss auf 2 Knoten verringerte.
 - Der Grund für diesen Unterschied kann in den topographischen Verhältnissen des Endanflugs auf Piste 15 L gesucht werden.
 - Eine vernünftige Windangabe für den Endanflug auf 15 L könnte nur von einem Windmesser am Pistenanfang geliefert werden.
 - Gemäss Swissair-Verfahren wurde in Befolgung der Windangaben vom Kontrollturm die Anfluggeschwindigkeit um 5 Knoten erhöht.

2.9 Pistenoberflächenreibung

- In der Aufsetzzone der Piste 33 R ist wie bei allen Pisten eine Reibungsverminderung festzustellen (Zone mit Gummirückständen); die Gummirückstände waren jedoch relativ gering, da die Piste im März/April 1979 gereinigt worden war.

2.10 Feuerbekämpfung

- Die Alarmierung und das Ausrücken der Feuerwehr geschahen schnell. Nach ungefähr 3 Minuten war die Feuerwehr am Ende der Ueberrollfläche in Aktion, noch bevor die letzten Passagiere das Flugzeug durch den linken Vorderausgang verlassen hatten.
- Die Feuerbekämpfung hätte wirksamer sein können, wenn die Löschwagen ungehinderten Zugang zum rechten (Hauptfeuer) und linken Flügel gehabt hätten. Mit einigen Schwierigkeiten war dies auf der linken Seite möglich, auf der rechten Seite war es unmöglich.

Bezüglich der Wirksamkeit der Feuerbekämpfung ist zu bemerken, dass die richtige Ausrüstung und die richtigen Methoden verwendet wurden. Aus den folgenden Gründen konnte jedoch der vollständige Verlust des Flugzeuges infolge des Feuers nicht verhindert werden:

- a) Das Feuer brach unmittelbar nach dem Stillstehen des Flugzeugs aus, da die Brennstofftanks rissen und das

auslaufende Flugpetrol zu brennen begann.

- b) Zur Zeit des Aufpralls enthielten die Tanks insgesamt 22'000 kg Flugpetrol.
- c) Die Feuerbekämpfung begann 3 Minuten nach Ausbruch des Feuers; infolge der Beschaffenheit des Bodens und der Stellung des Flugzeuges konnten die ersten Einsätze nur von der Flughafengrenze aus erfolgen und somit nur den Heckteil des Flugzeuges erfassen.

2.11 Evakuaton und Rettung

- Die Evakuaton dauerte mindestens 3:30 Minuten, aber nicht mehr als 4:30 Minuten.
- Die Evakuaton wurde unabhängig an verschiedenen Stellen begonnen.
- Bei den Vorderausgängen wurde die Lage sofort und richtig beurteilt. 120 - 130 Passagiere verliessen das Flugzeug durch den linken Vorderausgang. Es war ein Nachteil, dass die Notrutsche schon bald ausfiel. Erstens zögerte nun jeder Passagier etwas, bevor er die 1,7 m hinuntersprang und zweitens fielen einige Passagiere nach dem Springen hin, so dass die folgenden auf sie hinabsprangen.
- Die Missverständnisse, die beim Auslösen der Evakuaton bei den Hinterausgängen entstanden, trugen dazu bei, dass diese Fluchtmöglichkeit nur von sehr wenigen Passagieren benutzt wurde. Rückblickend kann gesagt werden, dass, obwohl unter gewissen Risiken, eine Evakuaton durch den hinteren linken Ausgang möglich gewesen wäre.
- Der Kapitän verliess das Flugzeug durch das Cockpitfenster, um den Passagieren zu helfen, die beim Vorderausgang hinab- und aufeinander sprangen. Dadurch liess er sich die Möglichkeit entgehen, die Kabine zu kontrollieren, nachdem sie der scheinbar letzte Passagier verlassen hatte.
- Der Co-Pilot blieb im vorderen Teil der Kabine, um den Passagieren beim Verlassen des Flugzeuges zu helfen.
Als keine Passagiere mehr das Flugzeug verliessen, sprang er hinaus und, nachdem er einen Blick auf das Feuer geworfen hatte, stieg er, mit Hilfe eines Stewards, wieder in das Flugzeug, um nach übriggebliebenen Passagieren zu suchen.
Wegen des Rauches konnte er nur bis zur Economy-Klasse gelangen. Diese Handlung war selbstlos, aber ohne Erfolg, da er nicht die nötige Ausrüstung hatte.

- Die Rettungsspezialisten, die mit der Feuerwehr ankamen und mit feuersicherer Ausrüstung sowie Rauchmasken versehen waren, waren zugegen, als die Passagiere das Flugzeug verliessen. Einer von ihnen sagte aus, er habe das Flugzeug nicht betreten, weil er auf einen diesbezüglichen Befehl gewartet habe. Diesbezügliche Befehle wurden jedoch weder vom Chef der griechischen Feuerwehr noch von dem des U.S. Base Fire Fighting Teams gegeben, weil, nach ihren Aussagen, das Flugzeug vollständig in Flammen gestanden habe und die Rettungsmannschaft nicht mehr im Schutzbereich der Schaumwerfer gewesen sei.

Diese Aussagen stimmen nicht mit denjenigen der Besatzung und der Passagiere überein und auch nicht mit der Tatsache, dass der Co-Pilot imstande war, wieder in das Flugzeug zu steigen, als keine Passagiere mehr herauskamen. Die Frage, weshalb die beiden Rettungsspezialisten nicht eingesetzt wurden, muss offen bleiben.

- Der Verlust des PA-Systems bewirkte, dass keine Mitteilungen über die Benützung der Ausgänge durchgegeben werden konnten.

Als Folge davon konnte das Personal bei den Ausgängen über den Flügeln den Passagieren keine geeigneten Anweisungen geben; da die Ausstiegfenster über den Flügeln wegen des sofort nach dem Aufprall ausgebrochenen Feuers nicht benützt werden konnten, entstand bei den Passagieren, welche im Mittelteil des Flugzeuges sassen, eine Verwirrung.

2.12 Topographische Verhältnisse nach dem Ende der Ueberrollfläche

- Die Länge der Ueberrollfläche beträgt 64 m anstatt der von der ICAO geforderten 60 m. Die topographischen Verhältnisse am Ende der Ueberrollfläche (abrupter Terrainabfall um ungefähr 4 m) trugen jedoch wesentlich zum Ausmass des Unfalls bei.

2.13 Maximales Landegewicht

- Das beinahe maximale Landegewicht weist auf ein ökonomisches Betriebsstoff-Management hin.
13 - 15 Tonnen an zusätzlichem Brennstoff wurden auf diesem Flug mitgeführt.
- Das dadurch erreichte maximale Landegewicht bewirkte eine höhere Anfluggeschwindigkeit und dies wiederum hatte eine längere Landedistanz zur Folge.

- Der zusätzliche Brennstoff hatte bei dem nach dem Aufprall ausbrechenden Feuer eine negative Wirkung.

2.14 Anfluggeschwindigkeit und benötigte Pistenlänge

- Gemäss Tabelle (AFM 0.5 Approach Speed) ergeben sich für ein Landegewicht von 108 Tonnen die folgenden Geschwindigkeiten:

- $V_{TH} (1,3 V_S) = 136 \text{ kts} (50^\circ \text{ flaps})$

- $V_{A50} = V_{TH} + 5 \text{ kts} = 141 \text{ kts}.$

- Im AFM für den VMC-Anflug, 4 Triebwerke, wird eine Anfluggeschwindigkeit von V_{A50} verlangt.

Die Anfluggeschwindigkeit ist daher 5 Knoten höher als die Geschwindigkeit über der Schwelle. Grund: Stabilisierter Anflug/Operation mit Selbststeuerleistungshebeln

- Die Berechnungen beruhen auf V_{TH} mit einer Aufsetzdistanz von 300 - 350 m.

- Das von der Swissair verwendete Verfahren mit $V_A = V_{TH} + 5$ wird auf der graphischen Darstellung der Landung nicht berücksichtigt.

Die Swissair toleriert ein Aufsetzen bis zu 600 m nach der Landeschwelle. Der Unterschied zwischen 300 - 350 m und 600 m beträgt 250 - 300 m; dies ist in der operationellen Reserve von 40% eingeschlossen.

2.15 Schubumkehr-Einstellung

- Swissair Schubumkehr-Einstellverfahren:

- Leerlaufbremsschub: auf allen 4 Triebwerken;

- Normaler Bremsschub: Triebwerk No. 1 und 4 im Leerlauf, Triebwerk No. 2 und 3 1,6 EPR;

- Alternativbremsschub: auf allen 4 Triebwerken 1,6 EPR.

- Ausser in Notfällen auf den Innentriebwerken nicht mehr als MCT (Dauer-Höchstschub) anwenden.

- Der technische Maximalbremsschub, welcher bei dieser Landung hätte benützt werden können, liegt bei ungefähr 1,85 EPR auf allen 4 Triebwerken. (AFM)

- Gemäss dem Hersteller des Flugzeuges kann in Notsituationen der technische Maximalbremsschub angewendet werden.

- Die mehr oder weniger zurückhaltende Anwendung der Schubumkehr steht in Zusammenhang mit:
 - Lärmbekämpfungsverfahren,
 - möglichem asymmetrischem Bremsschub bei einem eventuellen Triebwerkausfall,
 - möglichen Schäden an den Triebwerken.

3. SCHLUSSFOLGERUNGEN

3.1 Befunde

- Die Besatzung war im Besitze gültiger Ausweise und berechtigt, den Flug durchzuführen.
- Gesundheitliche Probleme bei der Besatzung, die für den Unfall relevant sein könnten, sind den Untersuchungsbehörden keine zur Kenntnis gekommen.
- Das Flugzeug war mit den gehörigen Zeugnissen ausgestattet.
- Gewicht und Schwerpunkt waren innerhalb der vorgeschriebenen Limiten.
- Alle Ueberprüfungen am Flugzeug waren gemäss den Vorschriften durchgeführt worden.
- Die Besatzung meldete keine technischen Defekte am Flugzeug.
- Die Untersuchung ergab keine Anhaltspunkte auf vorbestehende technische Defekte am Flugzeug, die zum Unfall beigetragen oder denselben verursacht haben könnten.
- Während des Queranflugs auf Piste 15 L informierte der Kontrollturm die Besatzung, dass die Bremswirkung medium to poor (mittel bis schwach) war.
- Nach dem Eindrehen auf den Pistensteuerkurs 15 L erfolgte eine deutliche Zunahme der Geschwindigkeit um 10 - 15 Knoten.
- Der Endanflug war nicht stabilisiert (Geschwindigkeit/Gleitweg).
- Im Endanflug auf Piste 15 L wurde der Besatzung vom Kontrollturm ein Wind von 090/12 angegeben.

- Der wahrscheinliche Aufsetzpunkt war innerhalb eines Sektors von 800 - 900 m nach der versetzten Pistenschwelle.
- Das Aufsetzen geschah bei einer Geschwindigkeit von ungefähr 150 Knoten Grundgeschwindigkeit.
- Die Besatzung wählte normale Schubumkehr (Triebwerk No. 1 und 4 Leerlauf, 2 und 3 1,6 EPR).
- Die Radbremsen wurden ungefähr 26 Sekunden nach dem Aufsetzen voll betätigt.
- Nach dem Aufsetzen verhielt sich die Besatzung wie bei einer Routinelandung, ausgenommen in Bezug auf die Schubumkehr, wo sie von Leerlaufbremsschub auf normalen Bremschub überging.
- Das Flugzeug überrollte das Ende der Ueberrollfläche mit einer Geschwindigkeit von ungefähr 40 Knoten.
- Gemäss Auswertung des DFDR von KL 811 herrschte auf dem Endanflug 15 L eine Rückenwindkomponente von ungefähr 2 Knoten in 40 ft Höhe.
- Die weisse Pistenmittellinienbefehrerung der Piste 15 L wechselt erst 150 m vor dem Pistenende auf rot. Dies entspricht nicht der ICAO-Norm für eine Pistenmittellinienbefehrerung.
- Die Ueberrollfläche der Piste 15 L entspricht der ICAO-Norm.
- In der Aufsetzzone der Piste 33 R gab es keine aussergewöhnlichen Gummirückstände.
- Zur Unfallzeit herrschte in der Aufsetzzone der Piste 33 R eine Verminderung der Oberflächenreibung.
- Die Evakuierung wurde von der Besatzung durchgeführt und vom Rettungspersonal nicht unterstützt.

3.2 Unfallursache

Der Unfall ist auf die folgenden Ursachen zurückzuführen:

- Nach einem nichtstabilisierten Endanflug setzte die Besatzung das Flugzeug zu spät und mit einer höher als normalen Geschwindigkeit auf.
- Nach einem unter bekannten, ungünstigen Bedingungen erfolgten Aufsetzen verwendete die Besatzung die Brems-

systeme (Radbremsen und Schubumkehr), besonders aber die Radbremsen nicht vollumfänglich, so dass es nicht mehr möglich war, das Flugzeug wenigstens vor dem Ende der Ueberrollfläche anzuhalten.

ANMERKUNG:

Herr H. Moussas, Mitglied der Gruppe 'Operation' der Unfalluntersuchungskommission ist im Gegensatz zu den andern Mitgliedern der Kommission unterschiedlicher Ansicht hinsichtlich der Unfallursache, nämlich:

Ursachenfaktor

Nach einem nichtstabilisierten Anflug wurde ein zu spätes Aufsetzen bei erhöhter Geschwindigkeit von der Besatzung nicht erkannt.

Herr Moussas wünscht auch, dass ein Abschnitt mit zum Unfall beitragenden Faktoren wie folgt hinzugefügt wird:

Beitragende Faktoren

1. Die von der Fluggesellschaft empfohlene Methode für Landungen bei weniger als guter Bremswirkung ('Landing when braking action is less than good') wurde von der Besatzung nicht befolgt.
2. Die Anwendung der Radbremsen nach dem Aufsetzen wurde von der Besatzung nicht vollumfänglich ausgenutzt.
3. Die Anwendung des Bremsschubs im richtigen Stadium des Ausrollens nach dem Aufsetzen wurde von der Besatzung nicht vollumfänglich ausgenutzt.

4. EMPFEHLUNGEN

Die Untersuchung ergab die folgenden Empfehlungen:

1. - Die Einrichtung eines Systems, welches Angaben über den Oberflächenwind in der Aufsetzzone der Piste 15 liefert, sollte studiert werden, damit der für diese Zone massgebende Wind bestimmt werden kann.
2. - Auch wenn für eine Piste keine Verpflichtung oder Empfehlung hinsichtlich der Pistenmittellinienbefehrerung besteht, sollte eine eventuelle Befehrerung den ICAO-Normen entsprechen.

3. - Für die Einsatzzentrale der griechischen Feuerwehr und ihre (im Einsatz stehenden) Löschwagen sollte in der Zentrale ein Zeitaufzeichnungssystem eingerichtet werden damit bei einem Vorfall oder Unfall die genauen Einsatzzeiten ermittelt werden können.
4. - Die notwendigen Vorkehrungen sollten getroffen werden, damit die Feuerwehr ausserhalb des Flughafens, besonders hinter den Ueberrollflächen, ungehinderten Zugang hat.
5. - Wenn auch die Oberflächenreibung der Piste 15 L - wie aus der Untersuchung hervorgeht - keinen Zusammenhang mit dem untersuchten Unfall hatte, möchte die Kommission doch allen ICAO-Mitgliedern die den Pistenzustand betreffende Empfehlung 9.4.5 des Anhangs 14, 7. Ausgabe 29/11/79, No. 33, in Erinnerung rufen.

Die bevollmächtigten
Vertreter der Schweiz:
(Unter Vorbehalt von
Bemerkungen gemäss ICAO
Anhang 13, Par. 6.11)

sig. K. Lier
sig. E. Guggisberg

Die Griechische Unfallunter-
suchungskommission:

Der Vorsitzende

sig. G. Papadimitropoulos

Die Mitglieder

1. sig. F. Kavathas
2. sig. N. Protopapas
3. sig. I. Stathis
4. sig. N. Yiassis
5. sig. H. Moussas
6. sig. S. Ioannidis
7. sig. G. Vlachos

Sekretariat

sig. O. Stouraitou

Dieser Bericht wird heute, 9. Juli 1981, in Athen unterzeichnet. Eine unterzeichnete Abschrift bleibt bei der griechischen Kommission und eine bei den bevollmächtigten Vertretern der Schweiz.

sig. K. Lier

sig. G. Papadimitropoulos

Bemerkung der bevollmächtigten Vertreter der Schweiz
(gemäss ICAO Annex 13, 6.11)

In Ziff. 1.10.3 (S. 14) wird festgehalten, dass eine Kalibrierung der Piste nach System NASA nicht vorgenommen wurde. Die bevollmächtigten schweizerischen Vertreter haben einige Male eine solche Kalibrierung verlangt. Die griechische Untersuchungskommission ist aber aus unbekanntem Gründen auf diese Anträge nicht eingetreten.

Die Feststellung in der Empfehlung Nr. 5 (S. 45), wonach die Oberflächenreibung der Piste mit dem Unfall keinen Zusammenhang habe, kann deshalb nicht akzeptiert werden. Die Untersuchung erlaubt diese Folgerung ohne gehörige Kalibrierung der Piste nicht.

Bern, den 29. Juli 1981

Die bevollmächtigten
Vertreter der Schweiz
(Eidg. Büro für Flugunfall-
untersuchungen)

sig. K. Lier

sig. E. Guggisberg

Zusammensetzung der griechischen Untersuchungskommission

Gruppe 'Operation'

1. H. Moussas
2. S. Ioannidis

Gruppe 'Structures'

F. Kavathas

Gruppe 'Flight Recorder'

1. N. Yiossis
2. S. Ioannidis

Gruppe 'Powerplants'

F. Kavathas

Gruppe 'ATC'

N. Protopappas

Gruppe 'Systems'

F. Kavathas

Gruppe 'Weather'

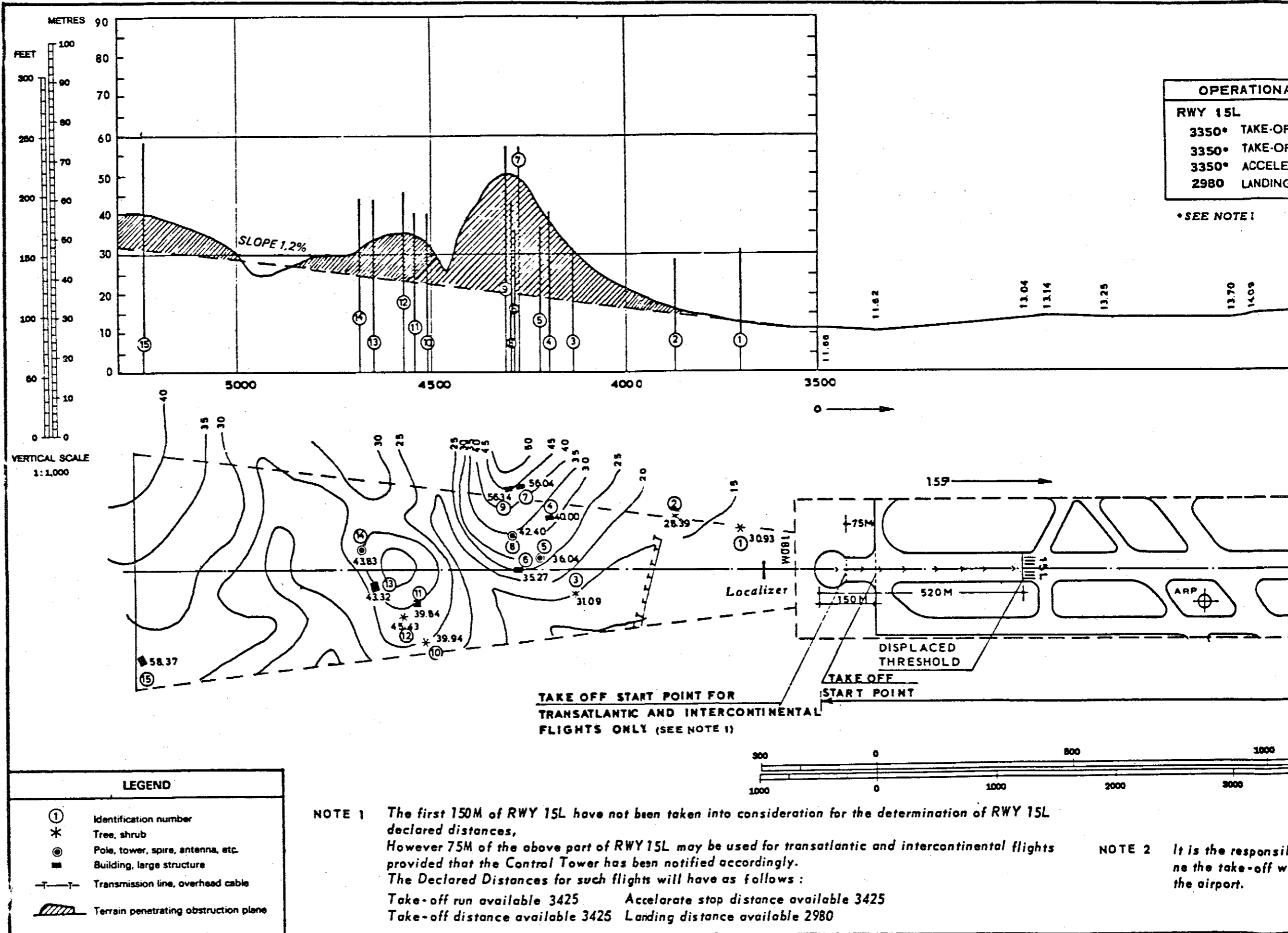
G. Vlachos

Gruppe 'Human Factors'

1. H. Moussas
2. S. Ioannidis
3. N. Yiossis

**AERODROME OBSTRUCTION CHART
TYPE A - OPERATING LIMITATIONS**

DIMENSIONS AND ELEVATIONS IN METRES



OPERATIONAL DATA	
RWY 15L	
3350*	TAKE-OFF
3350*	TAKE-OFF
3350*	ACCELERATE
2980	LANDING

*SEE NOTE 1

LEGEND	
①	Identification number
*	Tree, shrub
⊙	Pole, tower, spire, antenna, etc.
■	Building, large structure
—T—	Transmission line, overhead cable
▨	Terrain penetrating obstruction plane

NOTE 1 The first 150M of RWY 15L have not been taken into consideration for the determination of RWY 15L declared distances, However 75M of the above part of RWY 15L may be used for transatlantic and intercontinental flights provided that the Control Tower has been notified accordingly. The Declared Distances for such flights will have as follows:
 Take-off run available 3425 Accelerate stop distance available 3425
 Take-off distance available 3425 Landing distance available 2980

NOTE 2 It is the responsibility of the pilot to ensure the take-off is within the limits of the aerodrome.

ANNEX 1

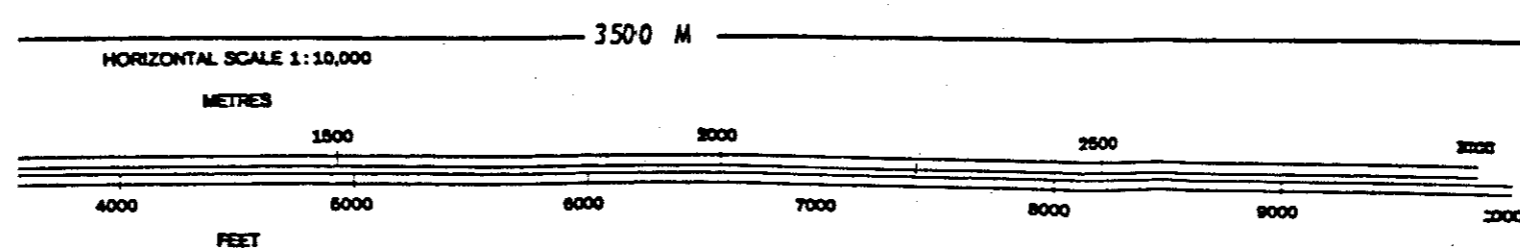
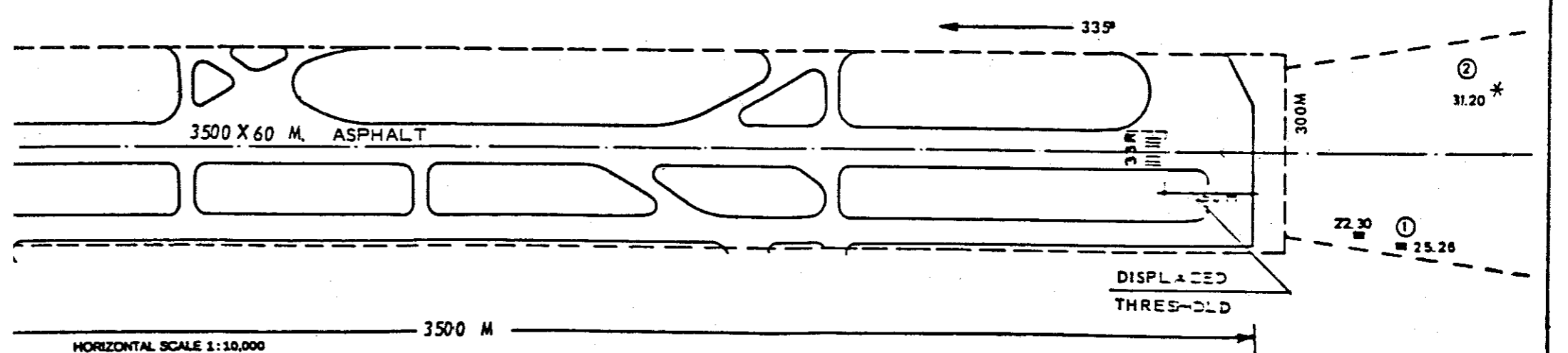
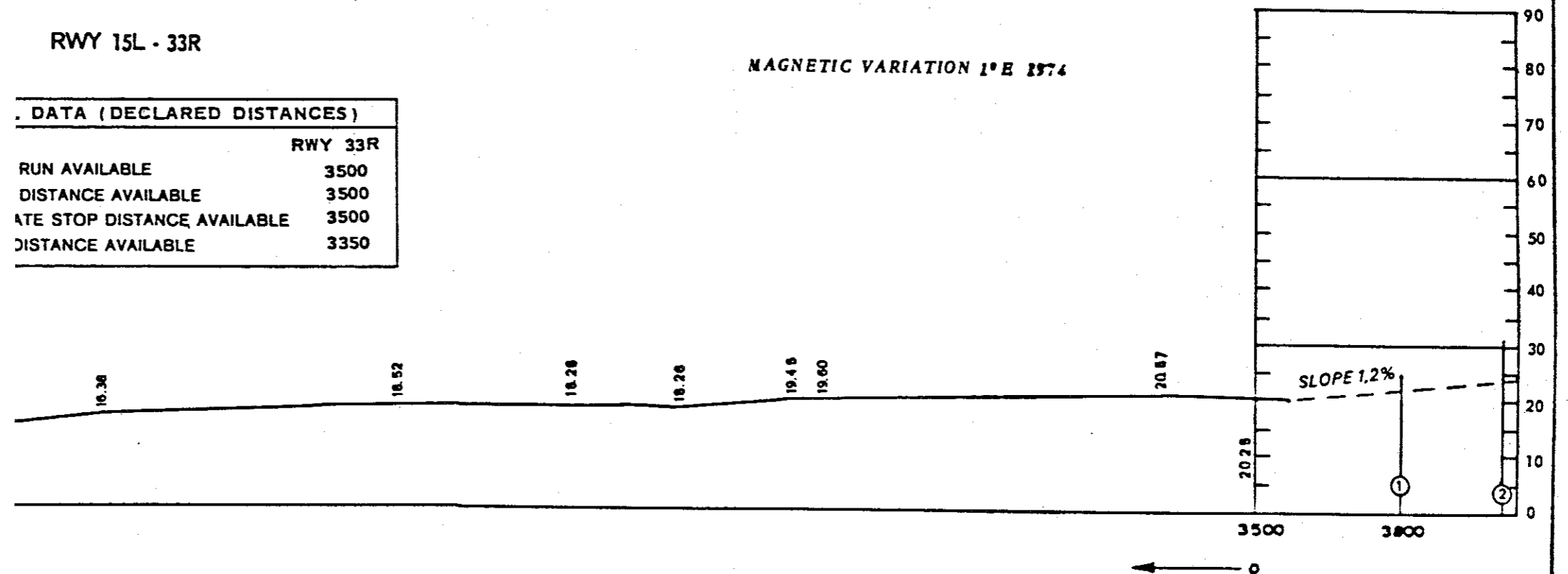
ART-ICAO
AERODROME

ATHINAI - GREECE

RWY 15L - 33R

MAGNETIC VARIATION 1° E 1974

DATA (DECLARED DISTANCES)	
	RWY 33R
RUN AVAILABLE	3500
DISTANCE AVAILABLE	3500
DISPLACED STOP DISTANCE AVAILABLE	3500
DISTANCE AVAILABLE	3350



AMENDMENT RECORD		
No	DATE	ENTERED BY

...ity of operators and pilots-in-command, utilizing RWY 33R for take-off, to determine the height which will ensure safe clearance from obstructions in the climb area north of

ANNEX 2

NATIONAL TRANSPORTATION SAFETY BOARD
Bureau of Technology
Washington, D. C.

April 8, 1980

SPECIALIST'S FACTUAL REPORT OF INVESTIGATION
COCKPIT VOICE RECORDER

A. ACCIDENT

Location : Athens, Greece
Date : October 7, 1979
Aircraft : Douglas DC-8-62, HB-IDE
Operator : SwissAir
Flight No.: SR 316
NTSB No. : DCA 80-R-A001

B. GROUP

Paul C. Turner, National Transportation Safety Board, Chairman
Michael Johnston, National Transportation Safety Board, Member
Alexander Fischer, Civil Aviation Administration, Athens

C. SUMMARY

A cockpit voice recorder (CVR) tape from the SwissAir DC-8 was transcribed in the Audio Laboratory of the National Transportation Safety Board in Washington, D. C., where it was translated by SwissAir and Greek authorities.

D. DETAILS OF INVESTIGATION

A Sundstrand AU557B cockpit voice recorder tape said to be from the SwissAir DC-8 which came to rest off the far end of the runway at Athens Greece, was brought to the National Transportation Safety Board where it was transcribed.

Due to an equipment problem and the lack of availability of a timed tower tape, the tape speed was not time referenced to the aircraft 400 Hz and tower time at the time the transcript was prepared. It was recognized that the timing could be off somewhat.

On February 9, 1980, the spectrum analysis equipment was installed and the tape time checked. It was found to differ from the 400 Hz reference by 4.2 percent. The time base reference was changed to reduce this error and persons using the transcript for analytical purposes were made aware that the elapsed time on the transcript was changed from that originally drafted and was believed to have been within 2 percent of being correct. Ground time based tower tapes were not received by the NTSB and therefore the times were based on the aircraft 400 Hz.



Paul C. Turner
Air Safety Investigator

Attachment

TRANSCRIPT OF A SUNDSTRAND 557B COCKPIT VOICE RECORDER S/N UNK,
(TAPE ONLY) REMOVED FROM THE SWISSAIR DC-8-62 WHICH WAS INVOLVED
IN AN ACCIDENT AT ATHENS, GREECE, ON OCTOBER 2, 1979

LEGEND

CAM	Cockpit area microphone voice or sound source
RDO	Radio transmission from accident aircraft
-1	Voice identified as Captain
-2	Voice identified as First Officer
-3	Voice identified as Flight Engineer
-?	Voice unidentified
UNK	Unknown
SG	Translation from Swiss/German
TWR	Athens Tower
XXX	Other aircraft
APC	Approach Control
*	Unintelligible word
#	Nonpertinent word
%	Break in continuity
()	Questionable text
(())	Editorial insertion
---	Pause
Note:	All times are expressed in elapsed time in minutes and seconds from an arbitrary origin.

INTRA-COCKPIT

<u>TIME & SOURCE</u>	<u>CONTENT</u>
0:41 CAM-1SG	So I select then the VOR * three three four (So setze ich denn den VOR...334)
0:51 CAM-2SG	And the QNH is one zero one nine (Und das QNH ist 1019)
0:55 CAM-1	* localizer is coming in

AIR-GROUND COMMUNICATIONS

<u>TIME & SOURCE</u>	<u>CONTENT</u>
0:07 APC	SwissAir, ah, three one six, left heading three six zero, descend three thousand, is cleared for ILS approach, your position twenty from the outer marker, report established on the localizer
RDO	((Begin sound of Morse code radio navaid identification for Athens ILS localizer, "IATH", simultaneous with above))
0:18 RDO-1	Ah, would you confirm runway in use?
0:22 APC	Runway in use one five, this will be radar vectoring for an ILS approach until the outer marker, and then visually to the runway one five left
0:30 RDO-1	Roger, understood; call you established on the localizer
RDO	((Several nonpertinent radar messages are recorded))

INTRA-COCKPIT

<u>TIME & SOURCE</u>	<u>CONTENT</u>
1:05 CAM-1	ILS checked number two
1:15 CAM-1	Transition level six zero, one zero one nine
1:19 CAM-2	Six two
1:20 CAM-1	Six two now
1:22 CAM-3	Altimeters are set
1:24 CAM-?	(Set)
1:25 CAM-1SG	We don't have any wind here --- that's odd (Da haben wir überhaupt keinen Wind da, komischerweise)
1:27 CAM-2	Yeah
1:31 CAM-2	Established on the localizer

AIR-GROUND COMMUNICATIONS

<u>TIME & SOURCE</u>	<u>CONTENT</u>
1:36 RDO-1	SwissAir three one, uh, six is, uh, established localizer, uh, leaving six zero
1:42 APC	Roger, continue ILS approach, report leaving three thousand

INTRA-COCKPIT

<u>TIME & SOURCE</u>	<u>CONTENT</u>
1:49 CAM	((Background radio conversation in Greek; first of several))
1:51 CAM-2SG	'til the outer marker? therefore we have to descend further (Bis zum Outer Marker? In diesem Fall müssen wir noch hinunter.)
1:53 CAM-1	Huh?
1:54 CAM-2SG	We have to descend further (Wir müssen noch weiter hinunter)
1:56 CAM-1SG	Yes, yes, of course (Ja, ja, klar)
1:57 CAM-2	Circling (is at fifteen hundred feet)
2:00 CAM-1	* * *
2:02 CAM-1SG	But in principle, he's cleared us to three thousand (Er hat uns im Prinzip bis 3000 gecleared)
2:05 CAM-?	* * *
2:05 CAM-?	* * *

AIR-GROUND COMMUNICATIONS

<u>TIME & SOURCE</u>	<u>CONTENT</u>
1:46 RDO-1	Call you reaching three thousand feet
RDO	((Several nonpertinent radio messages are recorded))

INTRA-COCKPIT

AIR-GROUND COMMUNICATIONS

<u>TIME & SOURCE</u>	<u>CONTENT</u>
2:05 CAM-1SG	In a few moments, we will break clear of the clouds (Wir kommen jetzt dann gerade heraus (aus den Wolken))
2:06 CAM-2	Yes, yes
2:16 CAM-2SG	A little wind from right hand side (Ein wenig Wind von rechts)
2:18 CAM-1SG	Yes, the Doppler shows nothing at all, that's odd (Ja, der Doppler zeigt nichts, das ist komisch)
2:26 CAM-2SG	Now we should extend something (Ja, wir sollten jetzt etwas ausfahren)
2:28 CAM-1SG	Well, there is no hurry * --- (Ja das pressiert noch nicht... sixteen miles 16 Meilen)
2:45 CAM-?SG	Should we switch on the No Smoking already? (Soll ich das No Smoke schon einschalten ?)
2:47 CAM-1SG	Oh no, there is no hurry; we still have a long time to go --- we still have to make a turn there (Nein, nein, das pressiert noch nicht, wir noch lange Zeit...wir müssen dort noch "kehren" - Landung in Gegenrichtung)
2:54 CAM-2SG	We have to make a turn there (Wir müssen da noch eine Runde drehen)
2:57 CAM-1SG	We still have five minutes to go (Wir haben noch 5 Minuten oder mehr)
3:00 CAM-2SG	He must have it in principle, of course, so that he * * * --- (Wir müssen im Prinzip natürlich haben....)

INTRA-COCKPIT

AIR-GROUND COMMUNICATIONS

<u>TIME & SOURCE</u>	<u>CONTENT</u>
3:04 CAM-2	I have ground contact * *
3:09 CAM	((Sound of stabilizer trim-in-motion warning))
3:11 CAM-2	The autopilot is off
3:13 CAM-1	Approaching cleared altitude
3:30 CAM-1SG	Eight miles to the outer marker (Acht Meilen.bis zum Outer Marker)
3:35 CAM-2SG	I don't yet have the glideslope (Ich haben noch keinen glide slope)
3:45 CAM-1	Circling would be fifteen hundred feet
3:51 CAM-2SG	Upon reaching the outer marker, if we see this, then we fly * * * fifteen hundred feet (Wenn wir den Outer Marker erreicht haben und das sehen, dann fliegen wir.....1500 ft)

3:58 RDO-1	SwissAir, uh, three one six is reaching three thousand, may we continue?
4:01 APC	Affirmative, ah, advise when the airport in sight

INTRA-COCKPIT

<u>TIME & SOURCE</u>	<u>CONTENT</u>
4:16 CAM-1SG	There is nothing --- * * * (Da ist überhaupt kein... they have it because of --- wahrscheinlich haben sie wegen)
4:22 CAM-2SG	In this case, we could land runway three three (Dann können wir auf 33 landen)
4:24 CAM-1SG	Yes, possibly they have it in use because of turbulence (ja, wahrscheinlich haben sie sie in use wegen turbulence)
4:31 CAM-1SG	Yes --- this in fact is in the (Ja.... dies ist tatsächlich approach of one five im Anflug von 15)
4:36 CAM-2SG	Here is the runway in sight (Da ist runway in sight)
4:37 CAM-1	Yeah
4:45 CAM-2	Radio altimeter three hundred

AIR-GROUND COMMUNICATIONS

<u>TIME & SOURCE</u>	<u>CONTENT</u>
4:05 RDO-1	Roger, what is the actual surface wind?
4:08 APC	Ah, zero seven zero, one four knots
4:14 RDO-1	Roger
4:33 RDO-?	* * *

INTRA-COCKPIT

<u>TIME & SOURCE</u>	<u>CONTENT</u>
4:56 CAM-2	Flaps
4:57 CAM-1	Flaps --- one --- two
4:59 CAM-1	Rechecked
5:00 CAM	((Sound of landing gear warning horn))
5:02 CAM-1	Radio altimeter --- breaking off
5:07 CAM-1	Three hundred
5:08 CAM-2	Three hundred
5:09 CAM-1SG	Okay, I give you now, again, the one hundred, three one five four (Okay, dann ich jetzt wieder den 100, 315.4)

AIR-GROUND COMMUNICATIONS

<u>TIME & SOURCE</u>	<u>CONTENT</u>
4:48 RDO-1	SwissAir three one, uh, six, we have the runway in sight
4:52 APC	Three one six, contact tower on one one eight one
RDO-?	Goodbye
APC	Goodbye
4:58 UNK	* * *
UNK	* * *
RDO	((Begin sound of outer marker identification))

INTRA-COCKPIT

AIR-GROUND COMMUNICATIONS

<u>TIME & SOURCE</u>	<u>CONTENT</u>
5:16 CAM	((Sound of radio navaid frequency dial being set))
5:17 CAM-2	Flaps, two, three
5:19 CAM-1	Speed check
5:21 CAM-2	Airspeed's * * *
5:23 CAM-1	Yeah --- one sixty five
5:26 CAM	((Background radio conversation in Greek))
5:31 CAM-1SG	He gives now medium to poor (Medium to poor gibt er jetzt)
5:34 CAM-2	Ah
5:35 CAM-1SG	In this case, we use normal reverse In dem Fall geben wir normal reverse)
5:36 CAM-2	Okay

<u>TIME & SOURCE</u>	<u>CONTENT</u>
UNK	* * * ((Greek text from another aircraft's radio transmission))
TWR	'kay ((as in the word, "okay"))
5:38 RDO-1	Uh, Athinai tower, SwissAir three one six, (galispers), entering right hand downwind

INTRA-COCKPIT

<u>TIME & SOURCE</u>	<u>CONTENT</u>
5:56 CAM-1SG	The last wind was fifteen knots; therefore the ((speed)) increment is good, one five, four six; one forty six (Der letzte Wind war 15 Knoten; also die Korrektur (Geschwindigkeit) ist gut 1546; 146)
6:03 CAM-?	*
6:10 CAM-1SG	Now, again, I give you the VOR one one four point four (Ich gebe wieder den VOR 114.4)
6:11 CAM-2	Jawohl ((simultaneous with above))
6:13 CAM	((Sound of stabilizer trim-in-motion warning))
6:15 CAM	((Sound of engine power increasing))
6:24 CAM-2	Okay, gear down ((Sound of stabilizer trim-in-motion warning))
6:25 CAM-1	Gear down

AIR-GROUND COMMUNICATIONS

<u>TIME & SOURCE</u>	<u>CONTENT</u>
5:46 TWR	SwissAir three one six (galispera), report, uh, base leg runway one five left number two number one turning final
5:54 RDO-1	Roger, call you base leg
5:59 UNK	* * * ((Greek phrase))
6:04 TWR	* * * ((Greek phrase))
UNK	* * * ((Greek phrase))

INTRA-COCKPIT

<u>TIME & SOURCE</u>	<u>CONTENT</u>
6:30 CAM-1SG	The other is --- (Der andere ist...)
6:41 CAM-1	Gear is down and locked
6:43 CAM-1	Where is number one?
6:44 CAM-1SG	I don't see him (Ich sehe ihn nicht)
6:47 CAM-2	(The other) they're on final
6:48 CAM-1SG	Yes, yes (Ja, ja)
6:53 CAM-1SG	We don't have any drift; that's odd (Wir haben gar keinen Drift, das ist das komische)
6:55 CAM-2	Yeah
6:59 CAM-2	There is a displaced threshold * * *
7:02 CAM-1SG	Yes --- the VASI is * * * (Ja....d'VASI ist...)
7:04 CAM-1SG	Like I said before, normal reverse (Also wie gesagt, normal reverse)
7:08 CAM-2	Passing abeam
7:11 CAM-1SG	I shall ask him then, again, if I (Ich frage ihn dann mal da, ob have understood this correctly ich das richtig verstanden habe)

AIR-GROUND COMMUNICATIONS

<u>TIME & SOURCE</u>	<u>CONTENT</u>
--------------------------	----------------

INTRA-COCKPIT

<u>TIME & SOURCE</u>	<u>CONTENT</u>
7:20 CAM-?	((Coughing))
7:21 CAM-?	((Coughing))
7:32 CAM-2	Okay, flaps
7:35 CAM-2	Flaps three five, please
7:36 CAM-1	Three five
7:37 CAM-1	Speed is now one five six
7:47 CAM	((Sound of stabilizer trim-in-motion warning))
8:00 CAM-1	It's good

AIR-GROUND COMMUNICATIONS

<u>TIME & SOURCE</u>	<u>CONTENT</u>
7:40 RDO-1	SwissAir three, uh, one six is turning base leg, what is, uh, braking action?
7:46 TWR	(Standby, got) we have a landing, and uh, I am checking the report, I will advise; continue approach, wind zero nine zero degrees, one eight knots
7:53 RDO-1	Roger, continue

INTRA-COCKPIT

<u>TIME & SOURCE</u>	<u>CONTENT</u>
8:04 CAM-1	One five six your speed
8:17 CAM-2	Full flaps, final check, three green
8:22 CAM-1	Final check is completed
8:23 CAM-3	Ignition override
8:25 CAM-1	All engines, all lights are on
8:27 CAM-3	All set for landing
8:30 CAM-1	Now the speed one, four --- five one

AIR-GROUND COMMUNICATIONS

<u>TIME & SOURCE</u>	<u>CONTENT</u>
8:06 TWR	Olympic uh, six zero seven, how do you find the braking action?
8:11 A 607	Uh, medium to poor *
8:14 TWR	'kay, did you copy three one six, medium to poor?
RDO-1	Affirmative
8:19 TWR	'kay, continue approach
8:20 RDO-1	Continue

INTRA-COCKPIT

AIR-GROUND COMMUNICATIONS

<u>TIME & SOURCE</u>	<u>CONTENT</u>
8:33 CAM-2	One five one ((simultaneous beginning with the word "five" above))
8:35 CAM-1	VASI (look --- jawohl)
8:37 CAM	((Sound of engine power increasing))
8:48 CAM-?	* * *
8:59 CAM-1	Cleared to land one ---
9:03 CAM-1	All lights on, all set, three hundred feet
CAM	((Sound of radio altimeter altitude alert; begins simultaneously with the word "set" above)) ((Alert sounds when the aircraft is fifty feet above the altitude set in the radio altimeter))

<u>TIME & SOURCE</u>	<u>CONTENT</u>
8:53 RDO-1	SwissAir three one six, short final
8:55 TWR	SwissAir three one six, cleared to land one five left, wind zero nine zero degrees, one two knots
RDO-1	--- five left ((microphone keyed after the word "one" at 8:59 above))
RDO	((Nonpertinent outside communications))

INTRA-COCKPIT

AIR-GROUND COMMUNICATIONS

<u>TIME & SOURCE</u>	<u>CONTENT</u>
9:06 CAM-1	Rate fourteen hundred
9:08 CAM-?	* * *
9:09 CAM-1	Speed slightly high
9:10 CAM-2	Ja
9:13 CAM-?	Oh, this is *
9:18 CAM-1	Rate one thousand now
9:23 CAM-1	Uh, fifty
9:25 CAM-1SG	Reduce the speed (Nur hinunter mit der speed)
9:30 CAM-1SG	Put it down! (Abstellen)
9:31 CAM-2	Yeah
9:32 CAM	((Sound of ground spoiler deployment))
9:33 CAM-1	Reverse
9:36 CAM-2SG	In progress

INTRA-COCKPIT

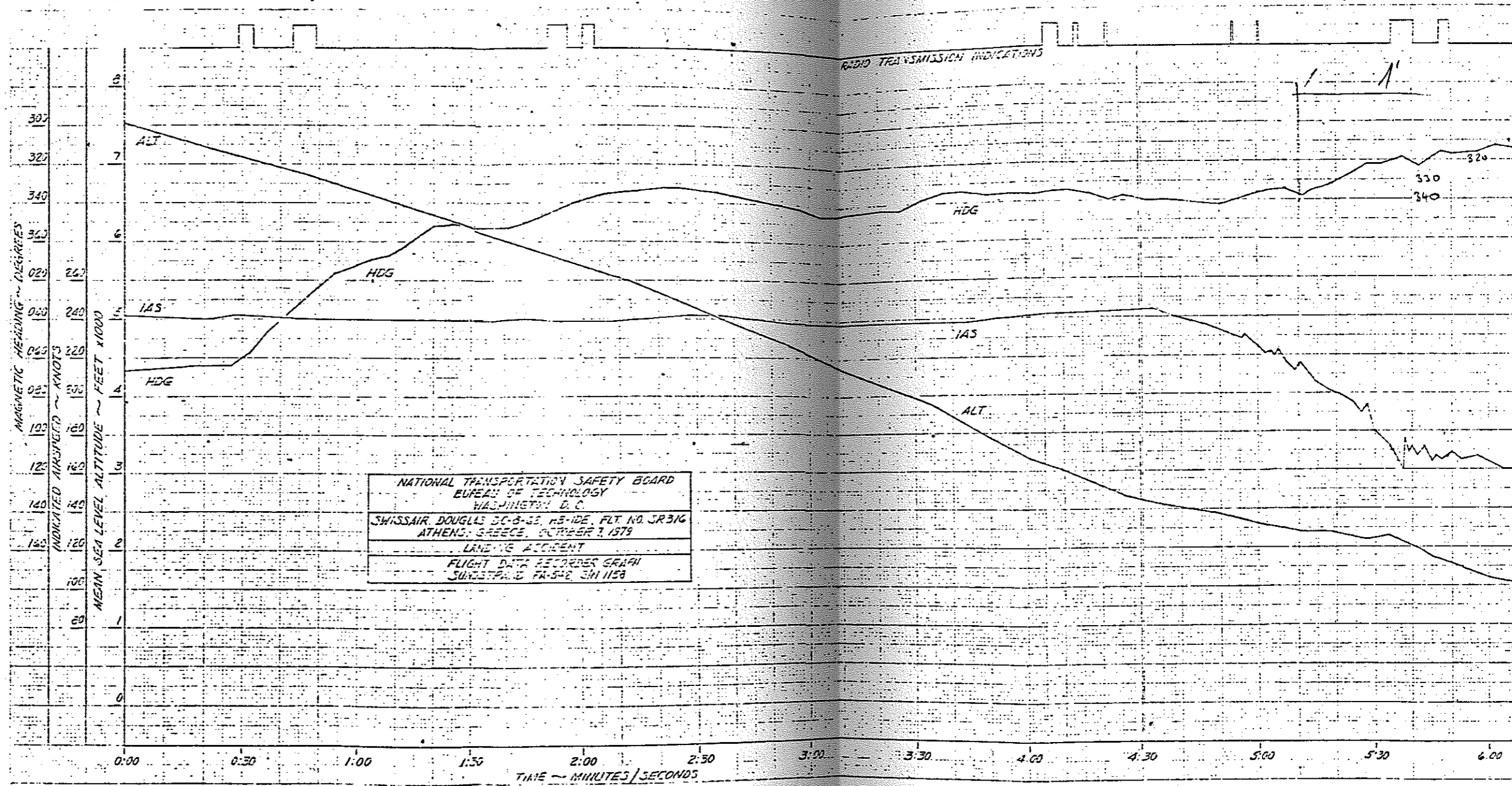
<u>TIME & SOURCE</u>	<u>CONTENT</u>
9:38 CAM-1	Ja
9:39 CAM-2	((Schufle)) ((acknowledgement that reverse power is developing))
9:40 CAM	((Sound of thrust reversing))
9:55 CAM	((Sound of thrust reverse stoping))
9:55 CAM-1	Ja genau ((Swiss-German text; literal translation into English would be out of context of Swiss-German usage))
10:02 CAM	((Unidentified sounds))
10:03 CAM-?	*!
10:04 CAM-?	*!
10:10 CAM	((Sound of initial impact))
10:11 CAM	((Sound of impact))
10:12	END OF RECORDING

AIR-GROUND COMMUNICATIONS

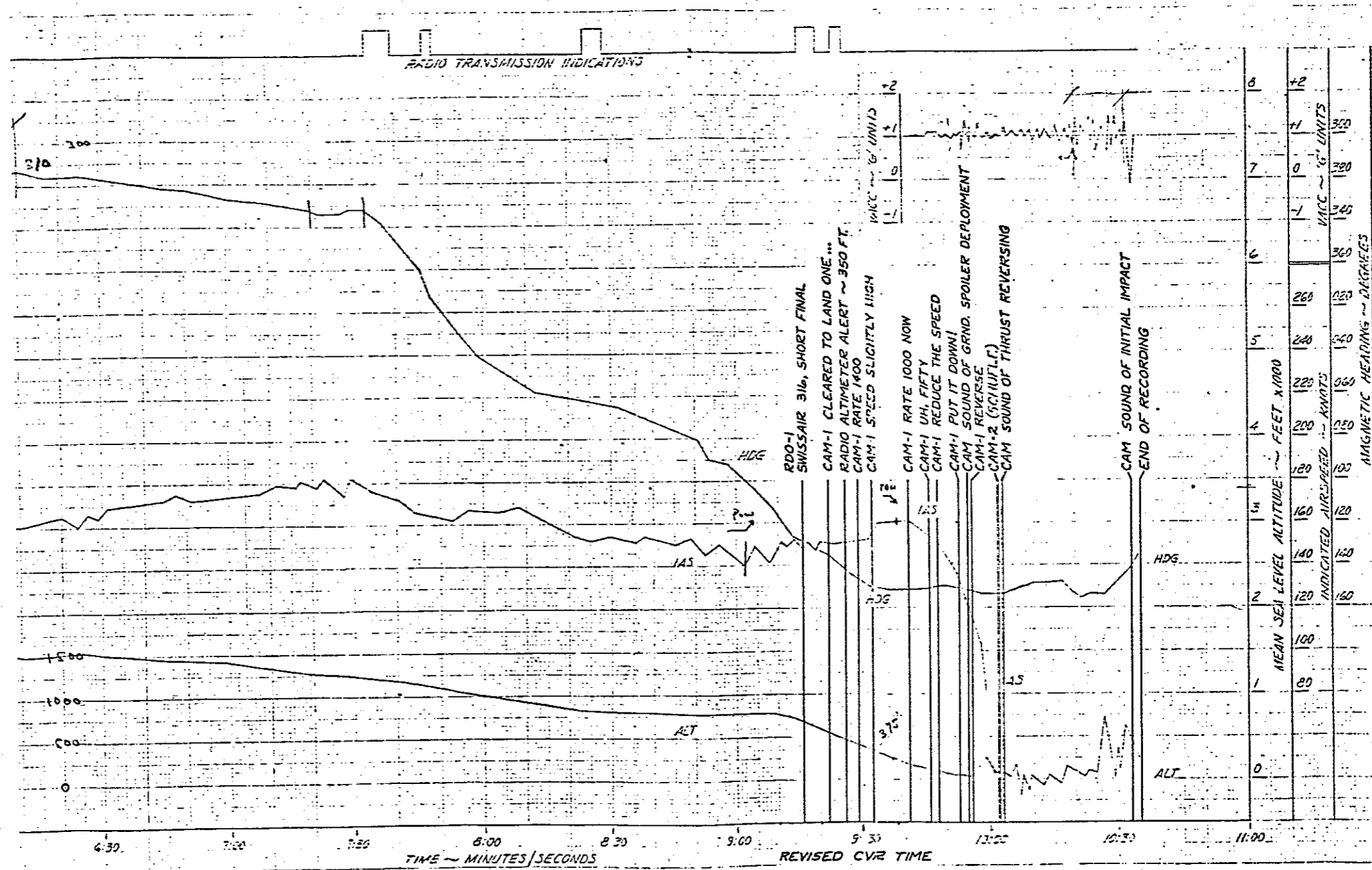
<u>TIME & SOURCE</u>	<u>CONTENT</u>
10:00 TWR	SwissAir, uh, three one six, left turn, contact ground oen two one point seven
10:09 UNK	((Greek phrase))

471107

FORM 10-62 (REV. 10-6-59) FEDERAL BUREAU OF INVESTIGATION

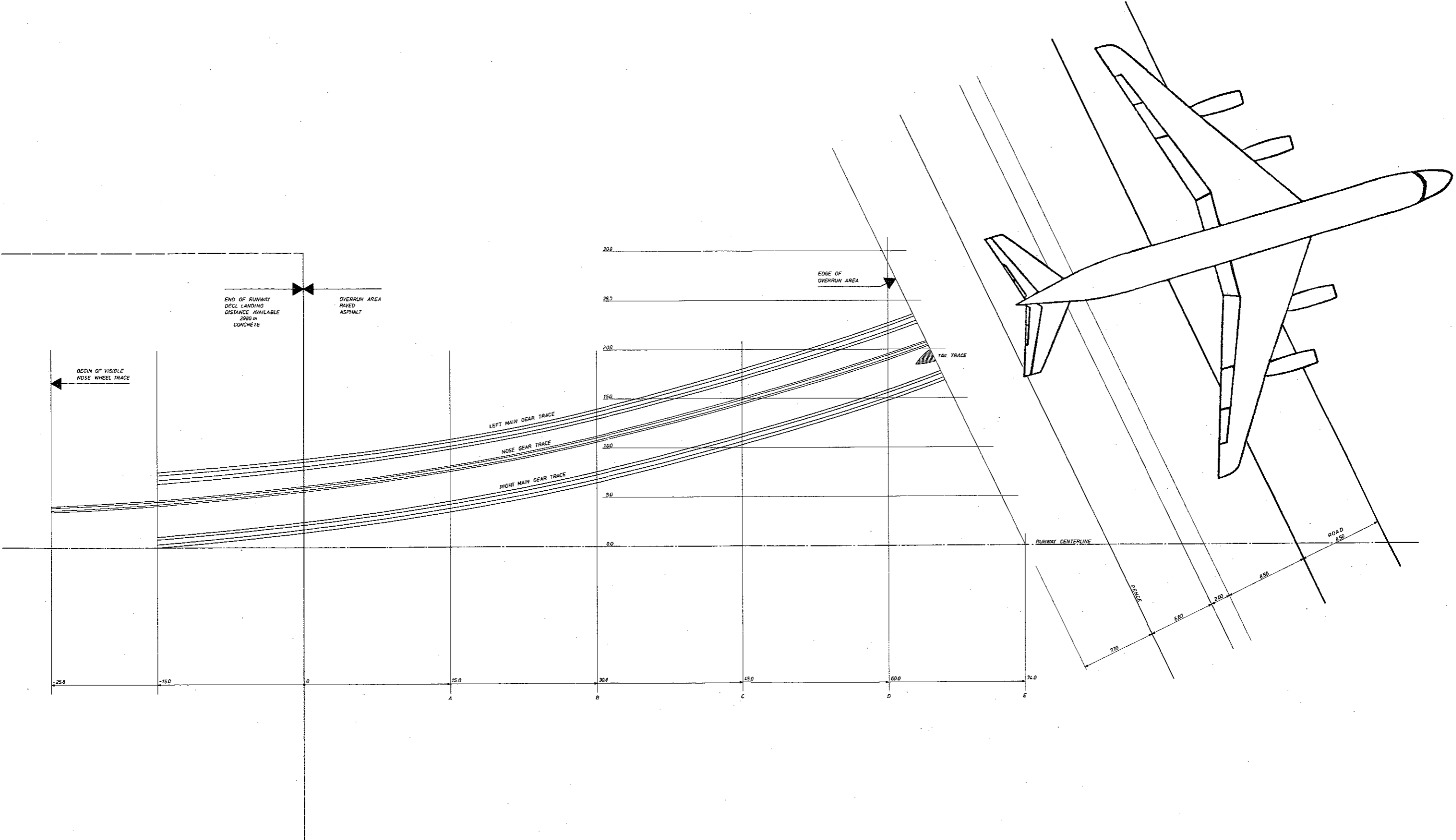


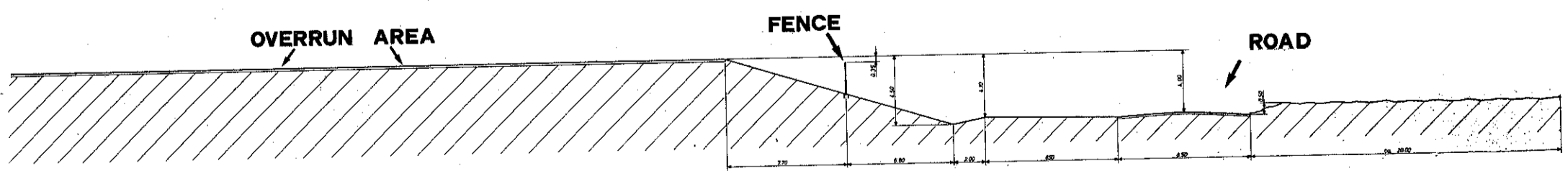
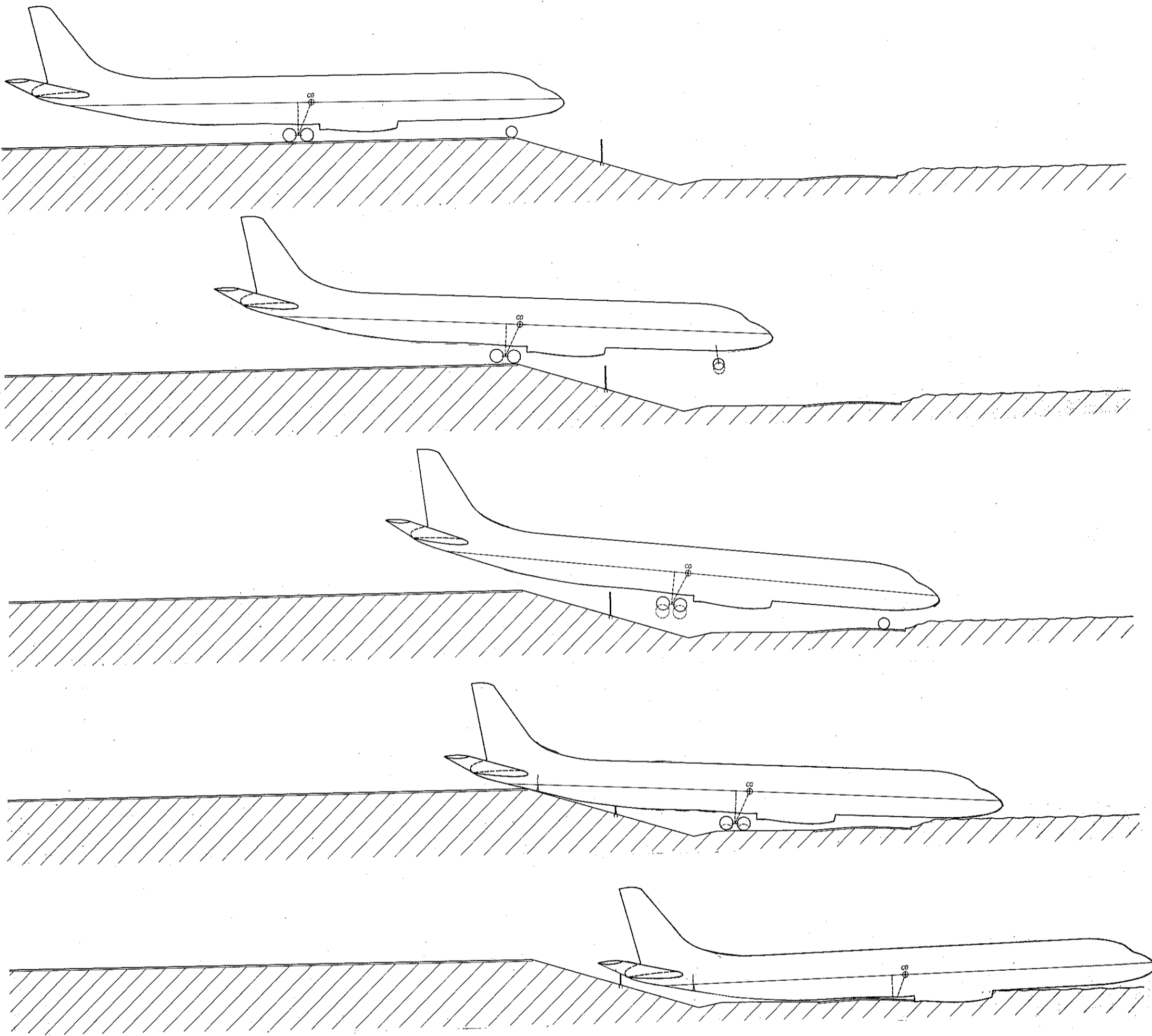
ANNEX 3



OCTOBER 31, 1979
 RPT. NO. 80-2
 DCA 80-R-1001

FIGURE 22





ANNEX 5

LANDING PERFORMANCE ANALYSIS SUMMARY

SWISS AIR DC-8-62 ACCIDENT

ATHENS INTERNATIONAL AIRPORT

OCTOBER 7, 1979

(Reference: Letter E. C. Montgomery, NTSB, to Dr. G. Papadimitropoulos, Hellenic Civil Aviation Authority dated November 15, 1979)

The landing performance analysis of the Swiss Air Flight 316 Accident at Athens International Airport on October 7, 1979, has been completed. The stopping performance was calculated using the actual reverse thrust levels derived from the spectral analysis of the cockpit voice recorder (CVR). Stopping performance has been calculated for various brake application speeds and presented as distance from touchdown. Three touchdown points have been included in the study:

1. The aircraft touched down at the center of the intersection of Runway 03 and 15L.
2. The aircraft touched down at a point 740 meters from the displaced threshold of Runway 15L.
3. The aircraft ground path derived from the flight data recorder and assuming that the altitude alert occurred over the 150-foot hill on the approach end of Runway 15L.

I. Spectral Analysis of the Cockpit Voice Recorder (CVR)

It was found possible to abstract individual patterns from the general acoustic spectrum of the cockpit voice recorder area microphone. This spectrum was obtained by repetitively scanning the audio signal from the CVR electronically over a known frequency range and plotting the relative amplitudes on a frequency scale. Subsequent scans are plotted contiguously over a known time scale.

In some cases, individual patterns were identified with specific events, such as a spoken word. Inspection also yielded traces which correlated with an aural identification of the acceleration and deceleration of the engines. By assuming the greatest component of engine noise perceived in the cockpit area would be due to the Blade Passage Frequency of the largest and closest of the rotor assemblies (fan) which has 35 blades, a

ANNEX 6

frequency of 3608 Hz would represent $100\% N_1$. Subsequently, these traces plotted, converted to per cent N_1 and thence EPR based on our knowledge of engine operation during reverse thrust. These values are presented on Figures 1, 2, 3, and 4. The time scale has been referred to the cockpit area microphone voice calling "Reverse".

The dotted lines on Figure 2 indicate the runup of another engine or engines; however, it must be stressed that this data cannot conclusively be identified as engine spoolup because of the background noise of the inboard engines in reverse. These data do support the pilot's statement that the outboard EPR's were increased to 1.3 or 1.4 when the first doubt occurred that the aircraft would not stop on the remaining runway (about 300 meters).

The events shown on Figure 3 occur in the final few seconds prior to impact. The blade passage frequency cannot be identified within the general background noise present. Repeated playing of the CVR has revealed that spoken words such as "shock... shock" occur during this time period. These words have not been previously identified by the CVR Committee; therefore, it is suggested that Swiss personnel confirm their presence.

Figure 4 shows two events: one that correlates with a reduction in thrust prior to touchdown, and the other correlating with a thrust adjustment. It was not possible to identify the tracks below a frequency equivalent to an N_1 of approximately 60% .

Since it is not possible to identify individual engines, nor separate inboard and outboard traces, the relationships obtained are approximate and can only be used in assessing general power management, rather than as a definite statement of individual engine operation. It is estimated an accuracy of ± 0.05 EPR has been obtained.

Attached are Spectral Histories of the significant events as outlined below:

Figure 5--"General History: Approach to Initial Reverser Operation"

Figure 6--"Initial Reverser Operation"

Figure 7--"General History Following Initial Reverser Operation"

Figure 8--"General History During Approach"

Attached as Figure 9 is a copy of an oscillograph trace of the CVR from touchdown (spoiler extension) to the end of record. The oscillograph trace was used for time correlation of the initial reversing operation and total time from touchdown to the end of the recording. The original trace has been reproduced in four sections.

II. Landing Performance Analysis

Landing distance performance was analyzed for the conditions relating to the accident. The landing maneuver was analyzed for two segments of the maneuver; i. e., air distance and stopping distance.

Air distance considerations consisted of touchdown points as defined by witness reports and those computed from recorded data. The touchdown points defined by the witness reports are the intersection of Runway 03 and Runway 15L, and a point 740 meters from the displaced threshold of Runway 15L. The touchdown point computed from recorded data was calculated from the flight recorder time, airspeed, heading, and altitude, and the assumption that the altitude alert (350-foot radar altitude) placed the aircraft at 500 feet pressure altitude over a 150-foot hill off of the end of the runway. This assumption is supported by time correlation of the CVR and the FDR (See Figure 22).

Stopping distance was calculated from touchdown speeds which were derived from a correlation of the CVR and the FDR. The touchdown point selected was the sound of the automatic ground spoiler extension motor which correlates with the acceleration trace of the FDR. Speed at this instant was recorded on the FDR as 139 knots which is 142 knots EAS. Based on Douglas' knowledge of the FDR airspeed in ground effect in the flared attitude, an additional 3 knots should be added to account for airspeed system position error during the flare maneuver. Therefore, 145 knots EAS was assumed for the touchdown velocity. The original computations (Case I) did not show good agreement with the measured stopping distance time (approximately 42 seconds from touchdown) as derived from the oscillograph timing trace of the CVR. It was decided to create a Case II which would assume a touchdown speed which would result from a 5 knot tail wind in lieu of the reported 5 knot head wind. Case III was computed for the touchdown speed which would result from a thrust/drag calculation of the final approach, based upon the CVR derived thrust and a fairing of the FDR rate of descent during the last phases of the approach. For Case III, a no wind condition was assumed.

Aircraft stopping performance was calculated for the three touchdown speeds outlined above as Cases I, II, and III. "Effective Reverse Thrust" for the DC-8-62, attached as Figure 10, is the retardation force of the reversers as measured by flight tests. This force was adjusted for the actual computed values of EPR from the CVR spectral analysis. The MCT value of 1.63 on Figure 10 was adjusted to an initial value of 1.6 and decreasing to about 1.53 to 1.57 for the remainder of the rollout. Detent reverse thrust was assumed on the outboard engines to a speed of 85 knots, at which time it was assumed that the outboards were accelerated to 1.55 EPR at a speed of 80 knots. A rolling coefficient of friction (μ) of .015 was used for free rolling of the landing gear. This value was also derived from flight test data of the DC-8.

To determine the distance to stop from touchdown, followed by reverse thrust operation and finally full-braking effort, it was assumed that full braking was applied to bring the aircraft to a stop. Stopping distance for various brake application speeds are presented in 10 knot increments from 100 knots to 40 knots as shown on Cases I, II, and III. Braking coefficients based on DC-8-62 flight tests are shown on Figure II. These tests were conducted on the Yuma, Arizona runway which has been calibrated with a British Miles cart and is more slippery than a BCAR reference runway. Based on measured test data, the DC-8-62 with Mark III anti-skid braking system would produce wet braking coefficients (μ) varying from 0.205 at 105 knots to 0.325 at 20 knots. For the accident (analysis) stopping distance from the various brake application speeds has been computed for braking coefficients of 0.3 (dry but contaminated) to 0.1 (slick to icy) and are shown for Cases I, II, and III.

The results of the Case I analysis do not show good agreement with the time correlation from touchdown to impact with the fence. Case I is for the reported head wind and is presented on the following figures.

- (a) Figure 12 shows the three touchdown points on Runway 15L.
- (b) Figure 13 presents stopping performance for the actual reverse thrust and a braking coefficient (μ) of 0.3 for the various brake application speeds.
- (c) Figure 14 presents the same information as Figure 13, but for a braking coefficient (μ) of 0.1.

Case II is a repeat of Case I, but assuming the existence of a 5 knot tail wind in lieu of a 5 knot head wind. Case II shows better time correlation, and indicates a runway coefficient between the values of 0.3 and 0.1 may have existed for a brake application speed of 80 knots. The results of the Case II computations are presented on the following figures:

- (a) Figure 15 shows the three touchdown points on Runway 15L.
- (b) Figure 16 presents a stopping performance for the actual reverse thrust and a braking coefficient μ of 0.3 for various brake application speeds.
- (c) Figure 17 presents the same information as Figure 17, but for a braking coefficient μ of 0.1.

Case III was derived from a fairing of the flight recorder airspeed and altitude during the final phases of the approach and assuming the engines were placed at idle during the last portion of the approach. The flight recorder showed that the rate of descent was 1380 feet per minute, at an airspeed of 151 knots or 153 knots EAS. The speed decay for the 8 seconds from the 50-foot callout to touchdown would be 4 knots, and result in a touchdown speed of 149 knots EAS. The results of Case III are similar to Case II. The results of the Case III computations are presented on the following figures:

- (a) Figure 18 shows the three touchdown points on Runway 15L.
- (b) Figure 19 presents stopping performance for the actual reverse thrust and a braking coefficient μ of 0.3 for various brake application speeds.
- (c) Figure 20 presents the same information as Figure 19, but for a braking coefficient μ 0.1.

Stopping distances for maximum braking capability were calculated for Case I touchdown speed, wind, and three runway surface conditions. These computations are based on the results of test data previously described in this paper which are attached as Figures 10 and 11. The runway conditions requested by Greek, Swiss, and American groups were:

- (1) Dry runway with standard all engine thrust reversing procedure.
- (2) Wet runway conditions with standard all engine thrust reversing procedures.
- (3) Wet runway conditions with standard thrust reversing procedures of the inboard engines, followed by the outboard engines increased from reverse detent to 1.6 EPR at 80 KIAS.

These computations are presented on Figure 21.

Aerodynamic data used for the DC-8-62 calculations are based on wind tunnel data adjusted by flight test data:

	<u>At Touchdown</u>	<u>Nose Gear Down and Spoilers Extended</u>
C_L	1.35	.51
C_{MTO}	- .162	.103
f	236.7 sq. ft.	387 sq. ft.
C_{MH}	.292	.292
Wing Area	2926.8 sq. ft.	
Gross Wt.	240,000 lbs.	
Wing Span	148.36	
AR	7.52	
CG	30.5% MAC	

III. Qualitative Analysis of Tire Marks

With regards to the white tire marks which were found on the last 100 meters of the Runway 13L, we are including the related testimony of NASA technical personnel for a similar occurrence of a previous accident:

"No white runway tire marks could be identified for the nose gear tires. In this regard, it should be noted that the area before and during the accident had been subjected to frequent rainstorms since the start of the rainy season. As a consequence, the runway surface was well washed and clean of dirt or dust. White tire streaks are usually more noticeable on dirty wet runways than on clean wet runways. In addition, tires operating in braking slip, cornering slip (yawed rolling), and especially locked-wheel (reverted rubber sliding conditions tend to leave sharper, more visible, white streaks on the runway surface than do free rolling (unbraked) and unyawed tires. Thus, the white streaks in the main landing gear wheel paths on the runway in this accident suggest the aircraft was in a braked-rolling mode when these marks or streaks appear on the runway. The absence of NLG tire streaks suggest that no excessive nose wheel steering or tire lateral scrubbing occurred."

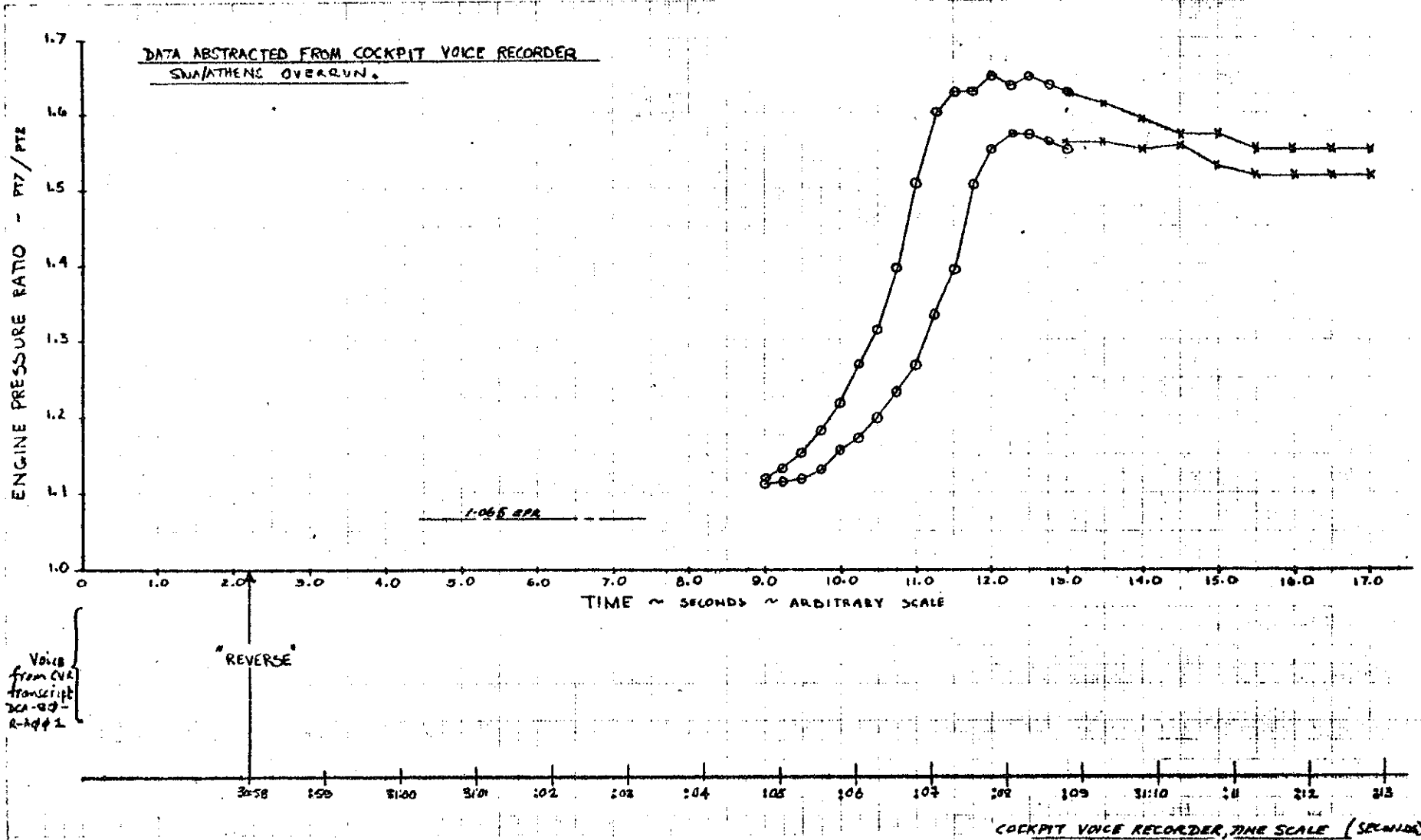


Figure 1

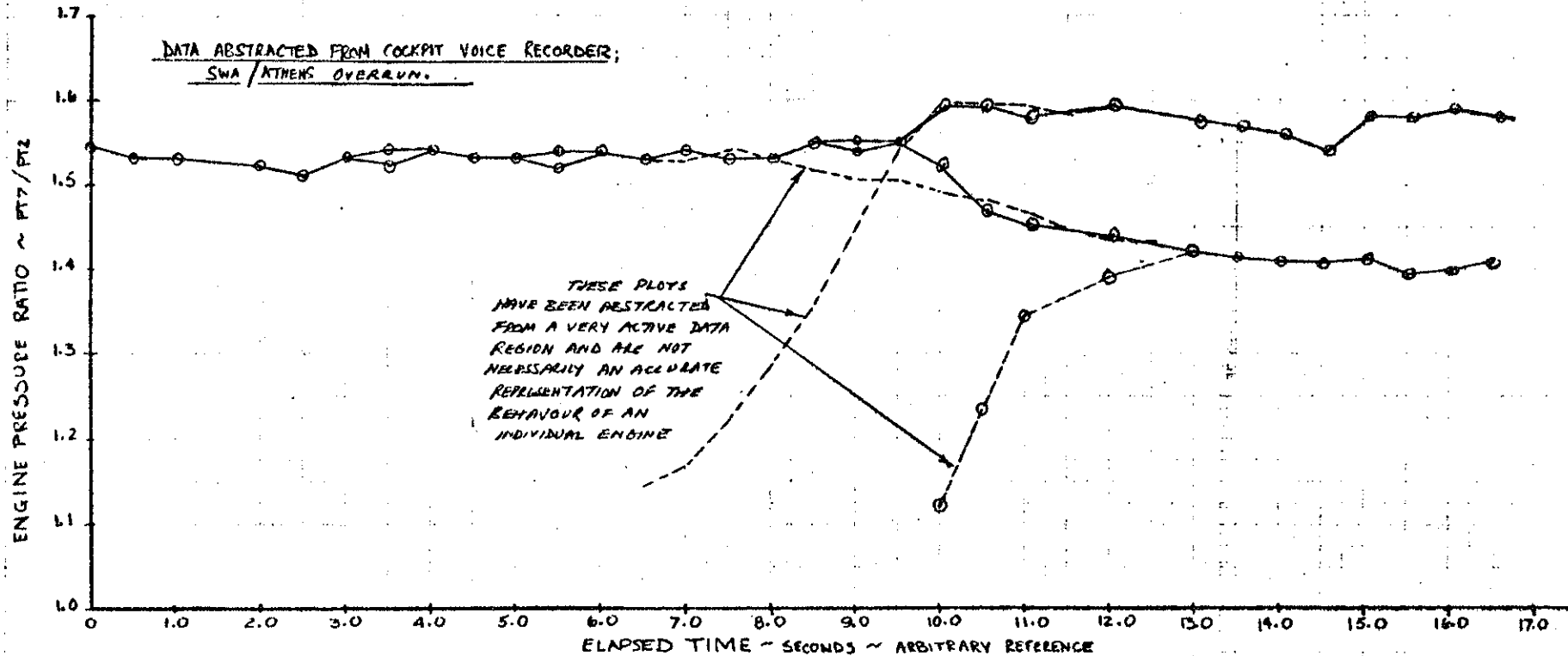
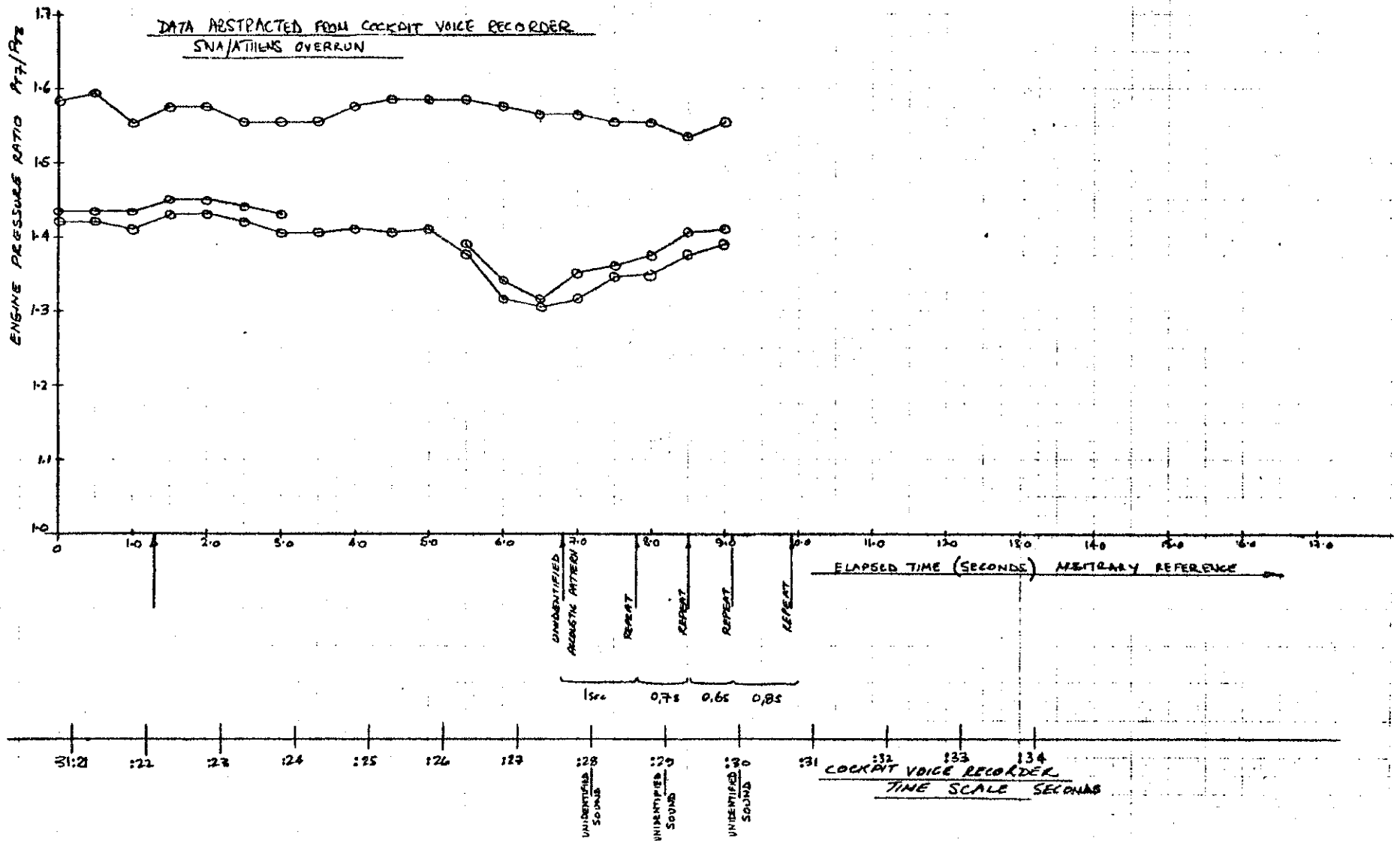


Figure 2

PREPARED BY: JH/JRSE
 DATE: JUN 23, 1980
 REVISED: _____



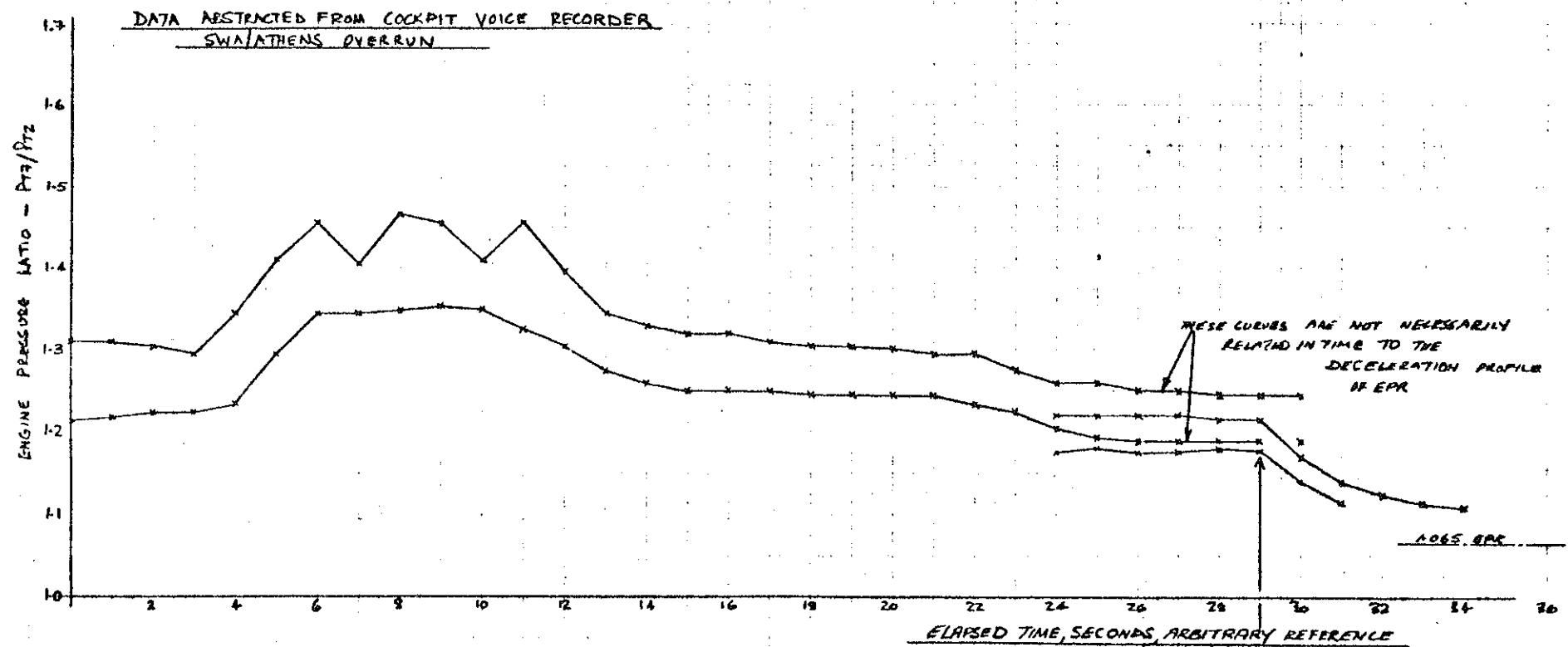
PAGE NO. 3 of 4
 MODE: _____
 REPORT NO.: _____



NOTE! 1. The unidentified patterns referred to against the elapsed time scale are seen on the data plot. The unidentified sounds referred to against the CVR time scale are those referred to in case JAA 82-24-2-2-1.

Figure 3

K-25 44-10000-1A 8084



- AD 500 (FROM REVERSE, SAT 1) WITH REF. TO DECEL. ONLY
COCKPIT VOICE RECORDER, TIME SCALE

K&E
MEMPHIS LA 8086

Figure 4

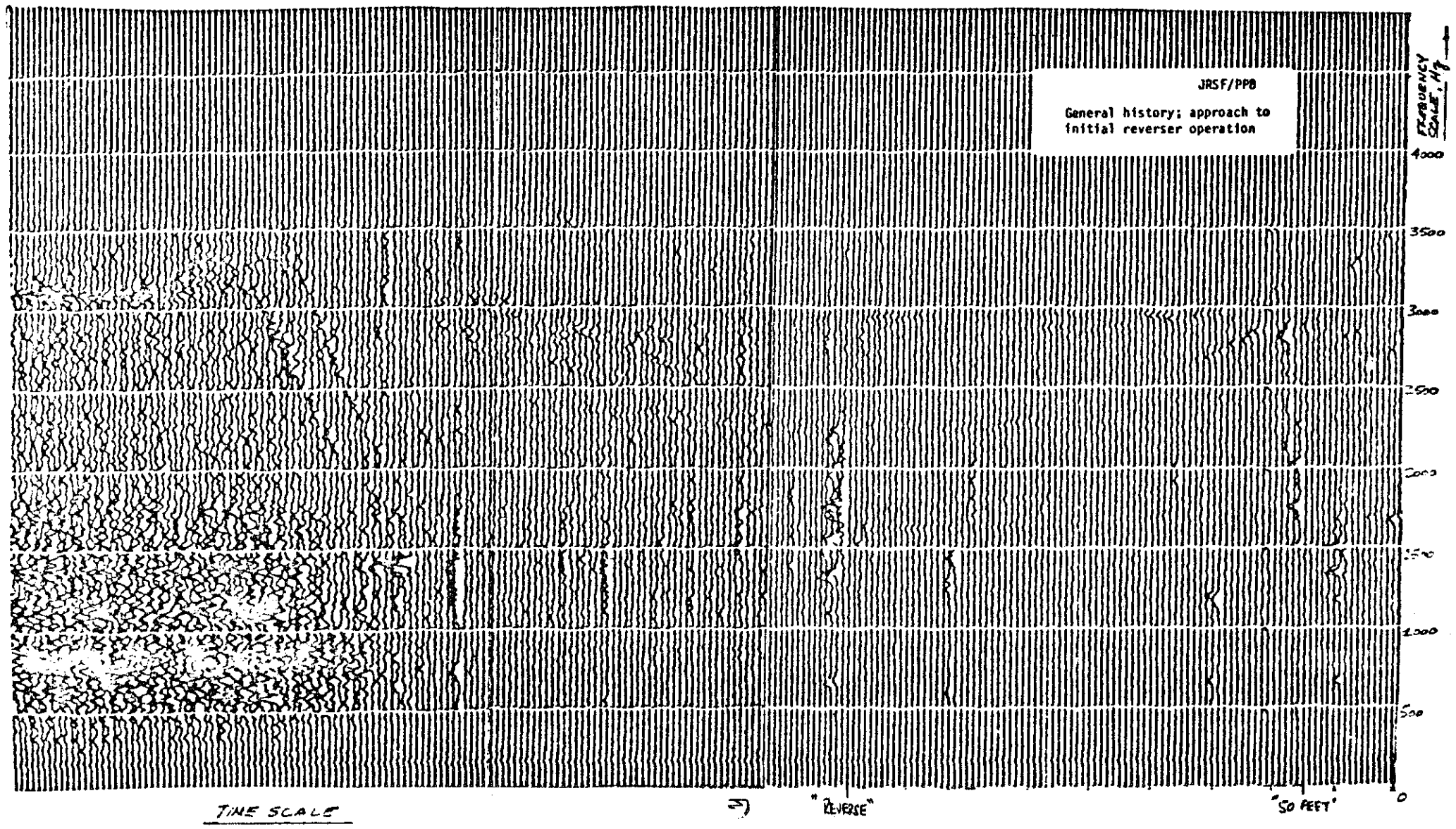
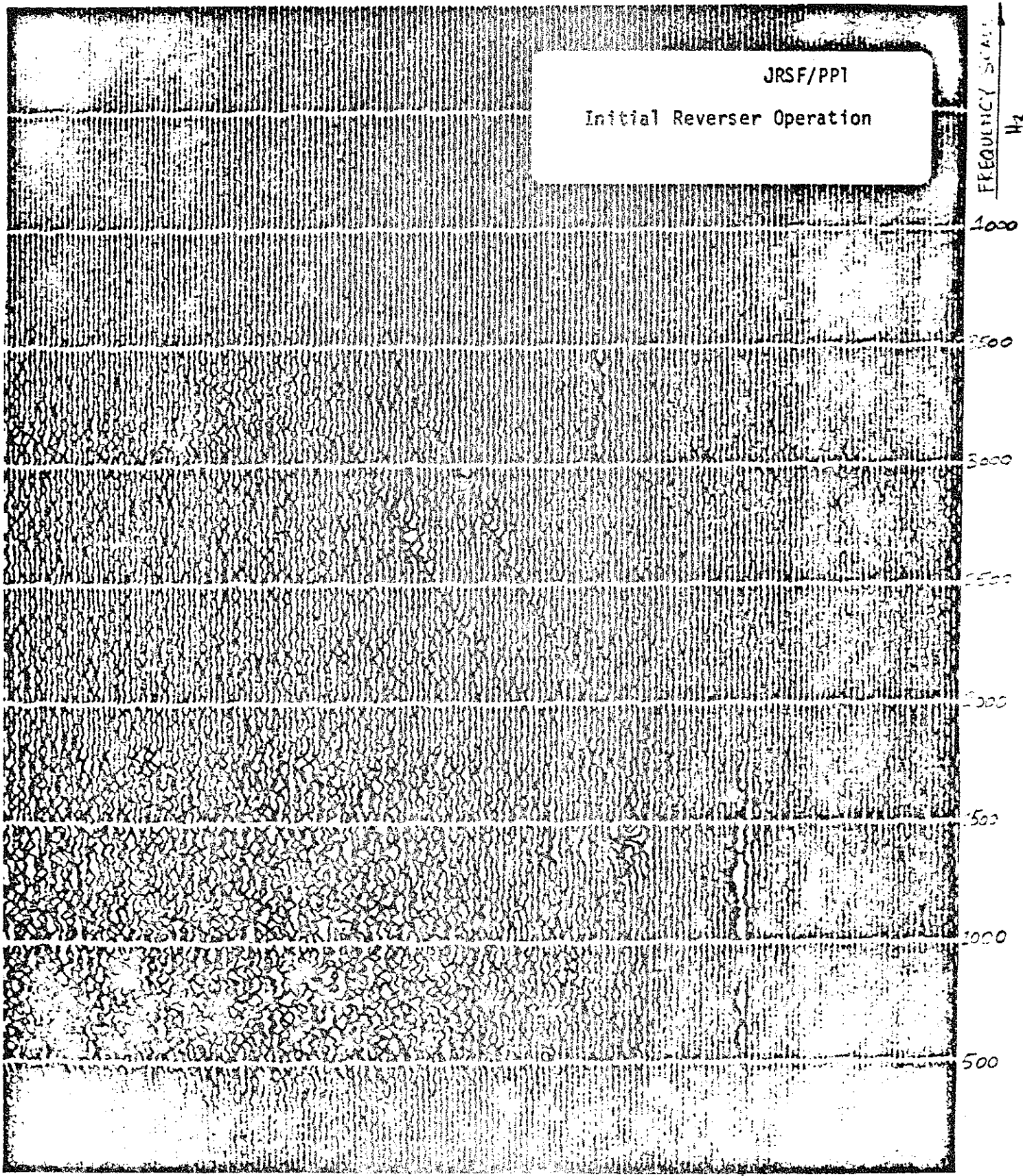


Figure 5



JRSF/PPI
Initial Reverser Operation

FREQUENCY SCALE
Hz
3000
2500
2000
1500
1000
500
0

← TIME SCALE

REVERSE

Figure 6

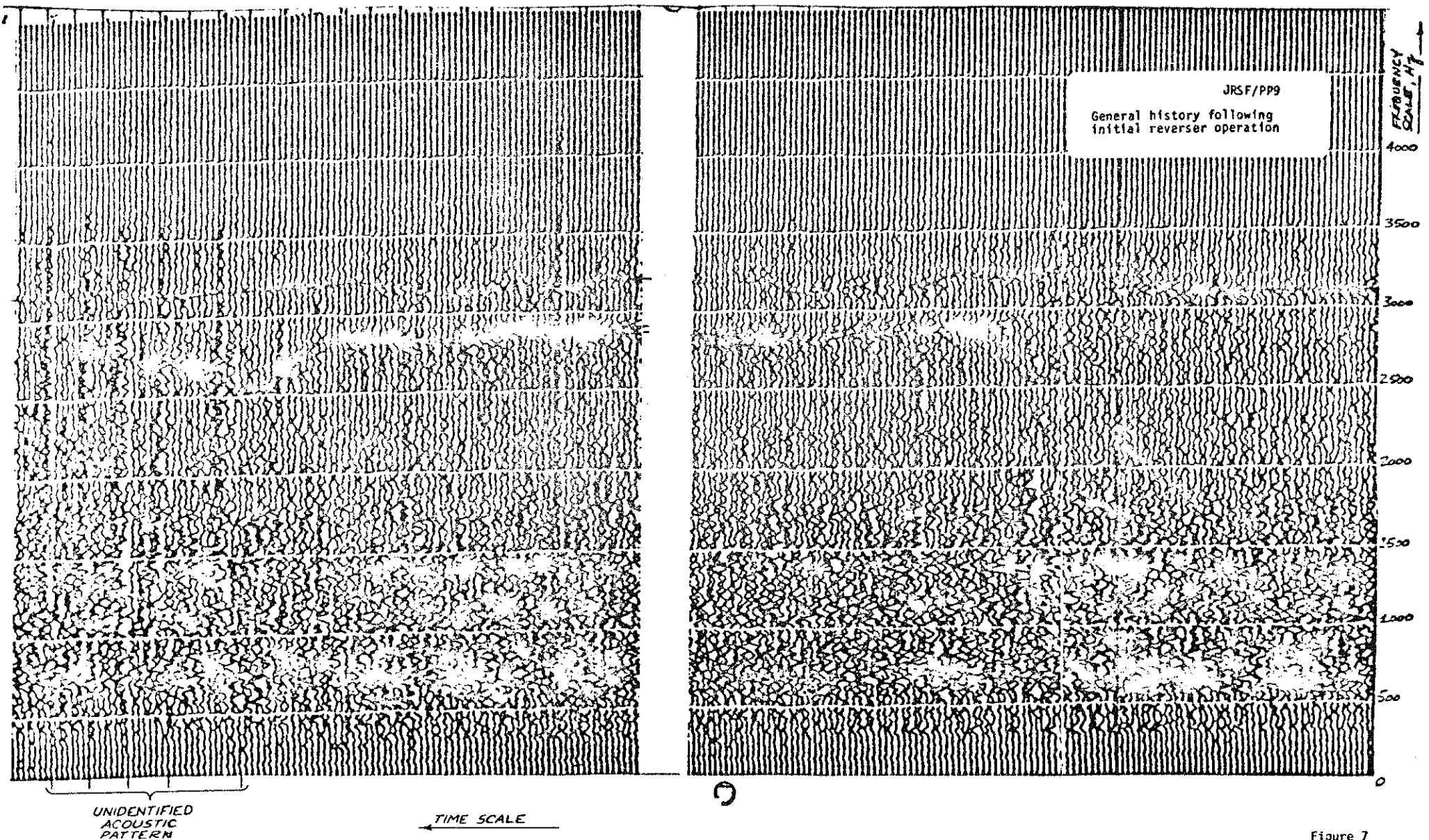


Figure 7

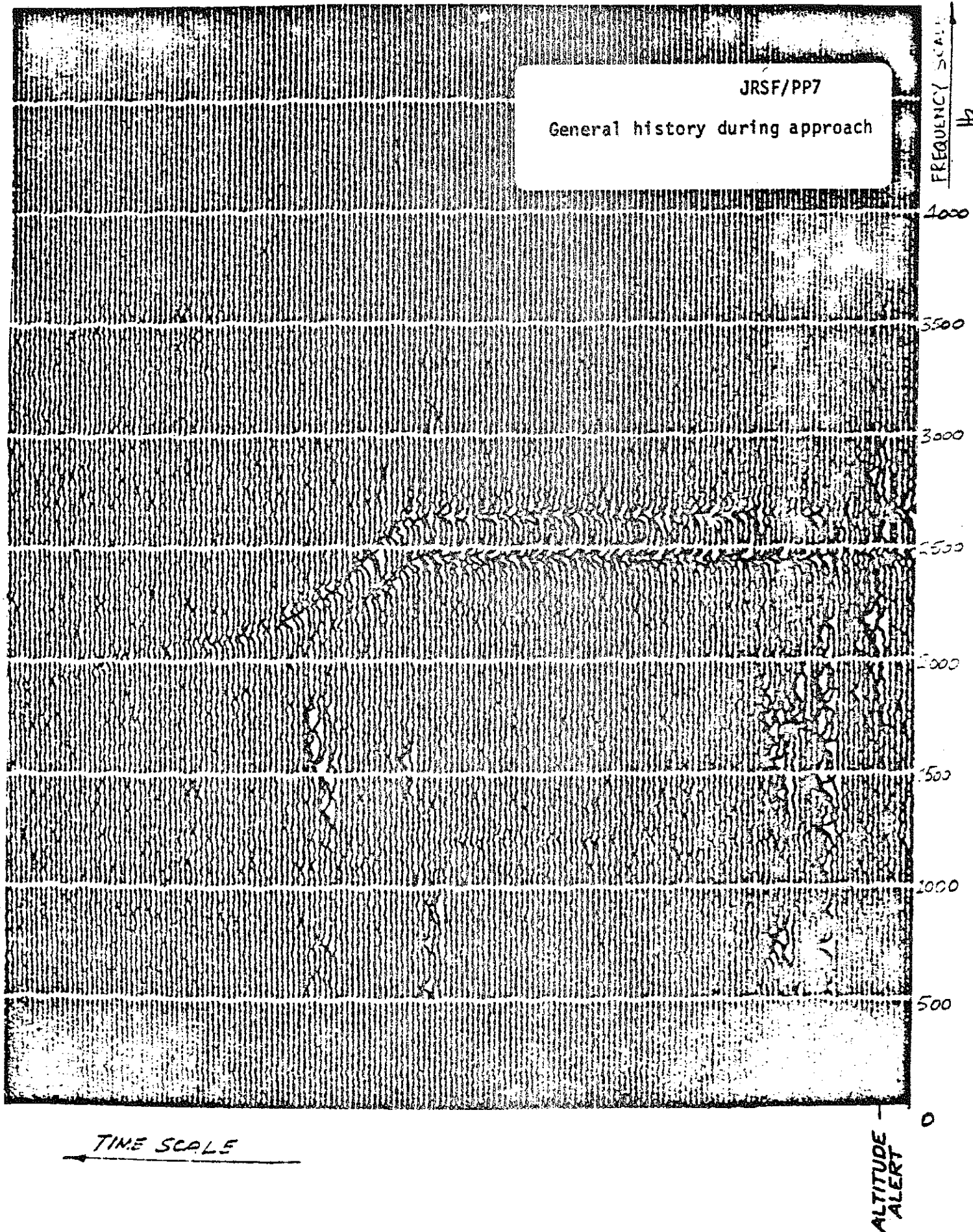


Figure 8

Sound of

Spoiler Extension

Reverse

Cockpit Area Microphone

Relative Time, Sec.

Captain's Microphone

0 1 2 3 4 5 6 7 8 9 10

02/10/1968

Sound of Reverse

Untranslated Phra

20

a

ATHENS, GREECE DC-6-02

Untranslated Phrase

Oscillograph Record of
CVR From Touchdown to
End of Record

Unidentified Sounds

Imp

30

40

Transmission 1
Greek from other Ai

Athens Accident (10-7-79)
Swissair Flight 316 Athens
International Airport,
Athens, Greece DC-8-62

Oscillograph Record of
CVR From Touchdown to
End of Record

Unidentified Sounds

Impacts

End

30

40

42

Transmission in
weak from other Aircraft

JOB PAGE NO. _____
 MODEL DC-8-62 REPORT NO. _____

REF. JOB PAGE NOS. 1
 PREPARED BY. _____

FORM 88 8-64

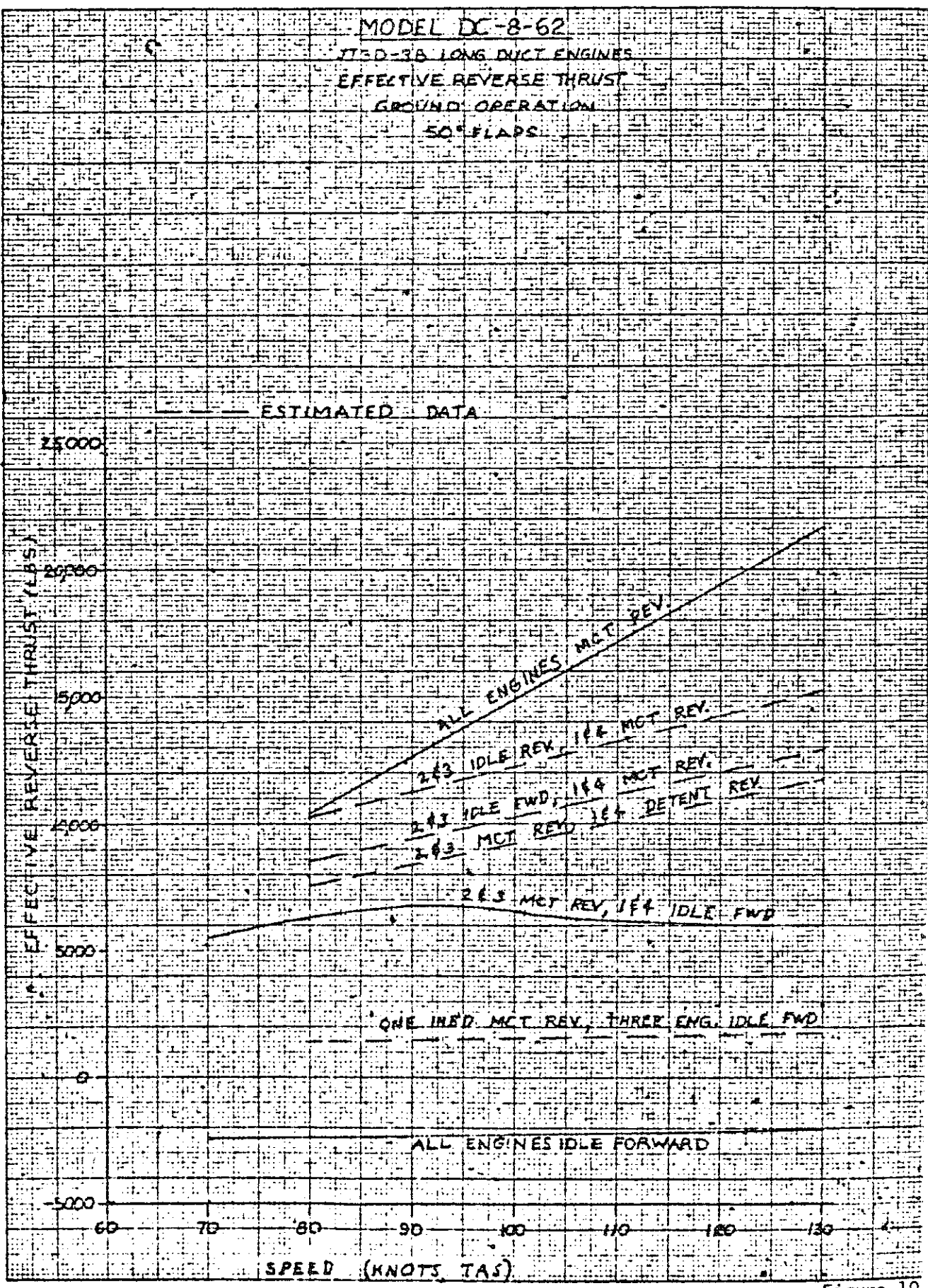


Figure 10

PREPARED BY: _____

DATE: _____

REVISED _____



PAGE NO. _____

MODEL _____

REPORT NO. _____

MODEL DC-3
LANDING M' AT YUMA

BASED ON FLIGHT TEST

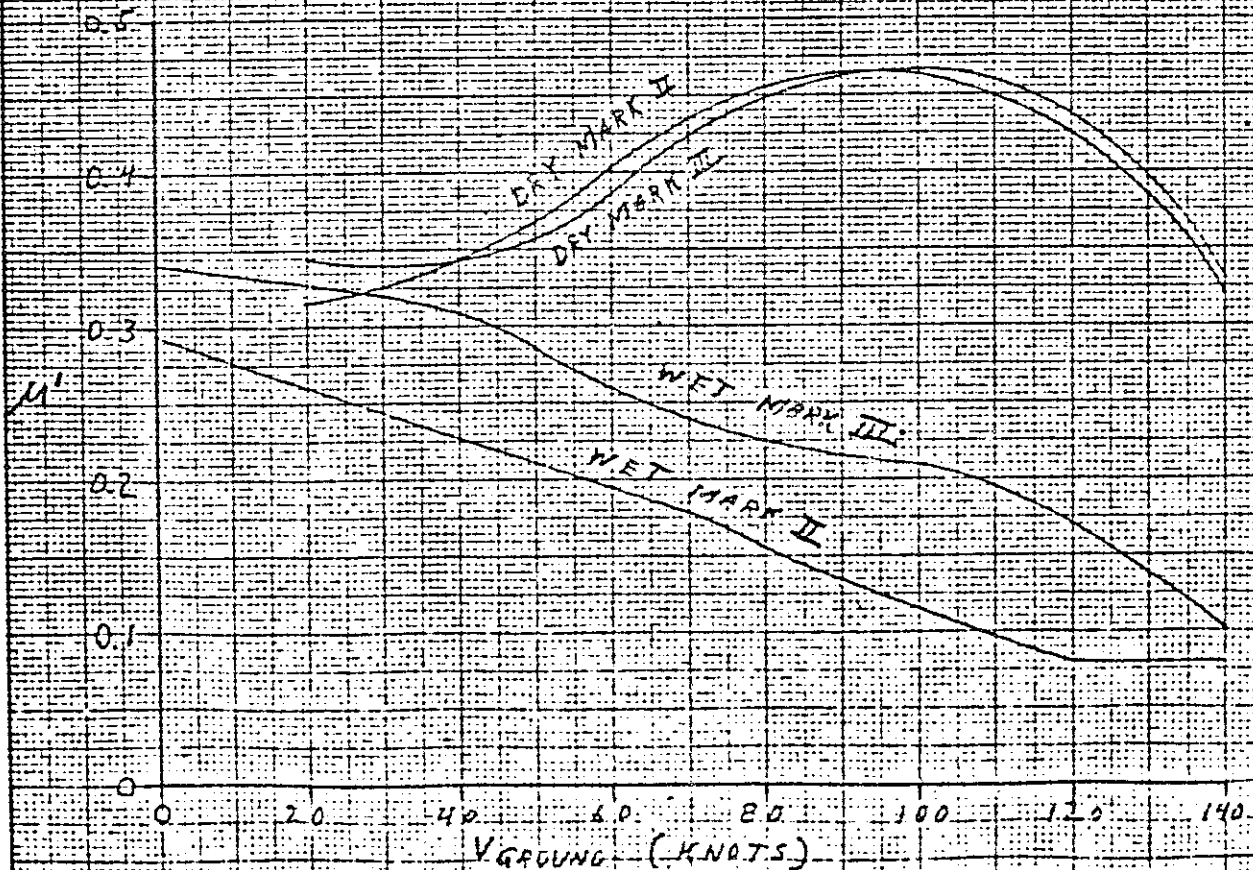


Figure 11

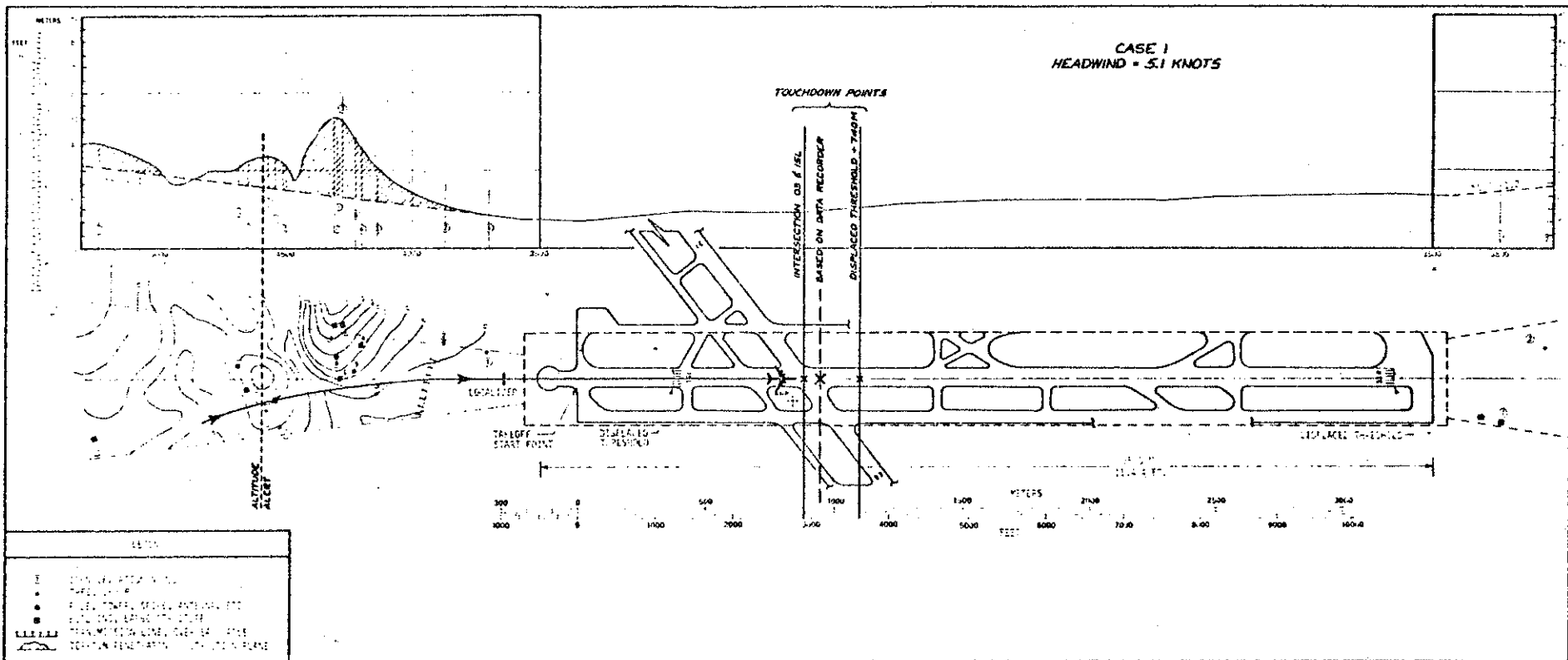
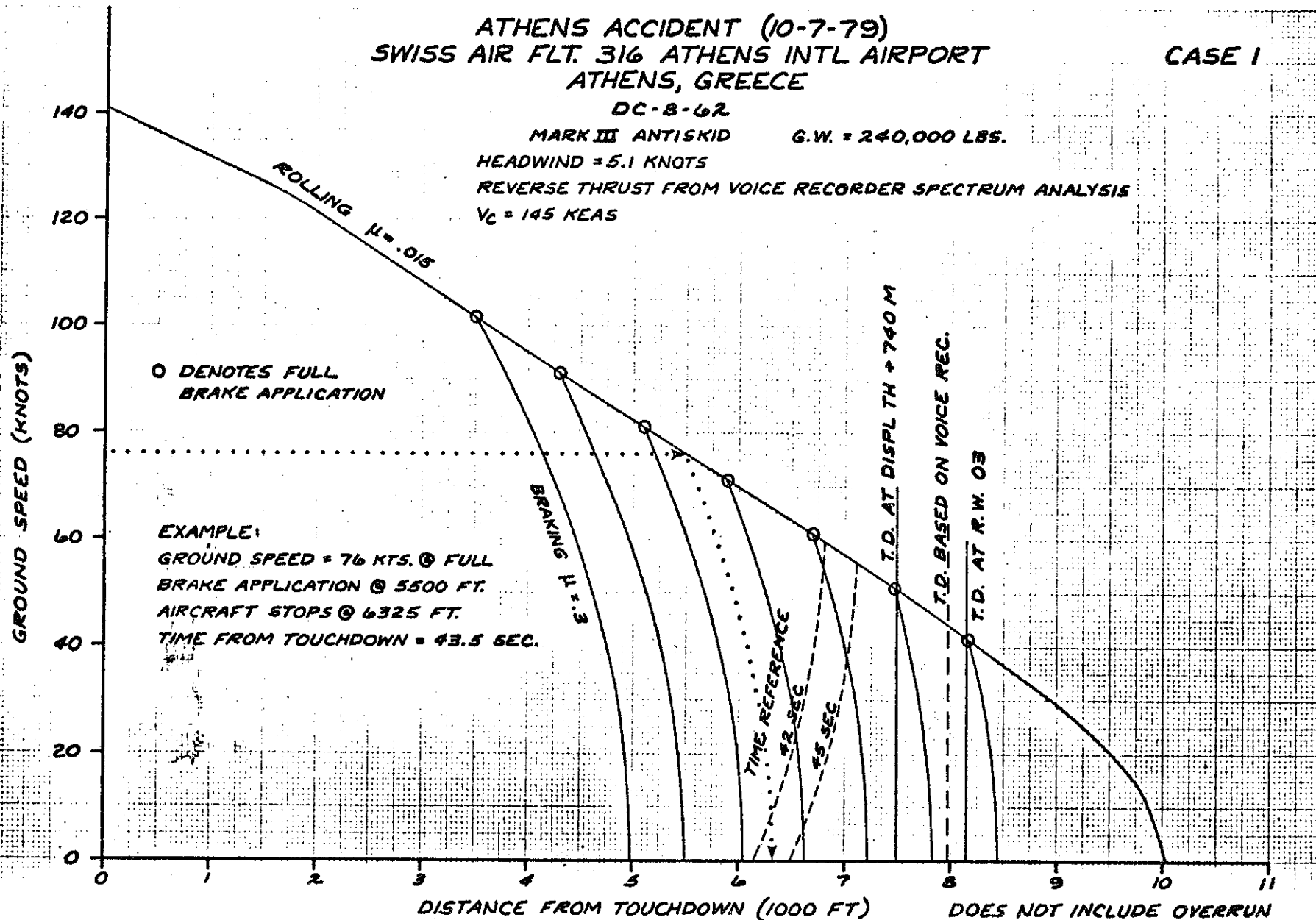


Figure 12

K&E ENGINEERING LA 6094



DOUGLAS

Figure 13

KEE
RESISTANCE
LA 8094

ATHENS ACCIDENT (10-7-79) SWISS AIR FLT. 316 ATHENS INTL AIRPORT ATHENS, GREECE

CASE 1

DC-8-62

MARK III ANTI SKID G.W. = 240,000 LBS.

HEADWIND = 5.1 KNOTS

REVERSE THRUST FROM VOICE RECORDER SPECTRUM ANALYSIS

$V_C = 145$ KEAS

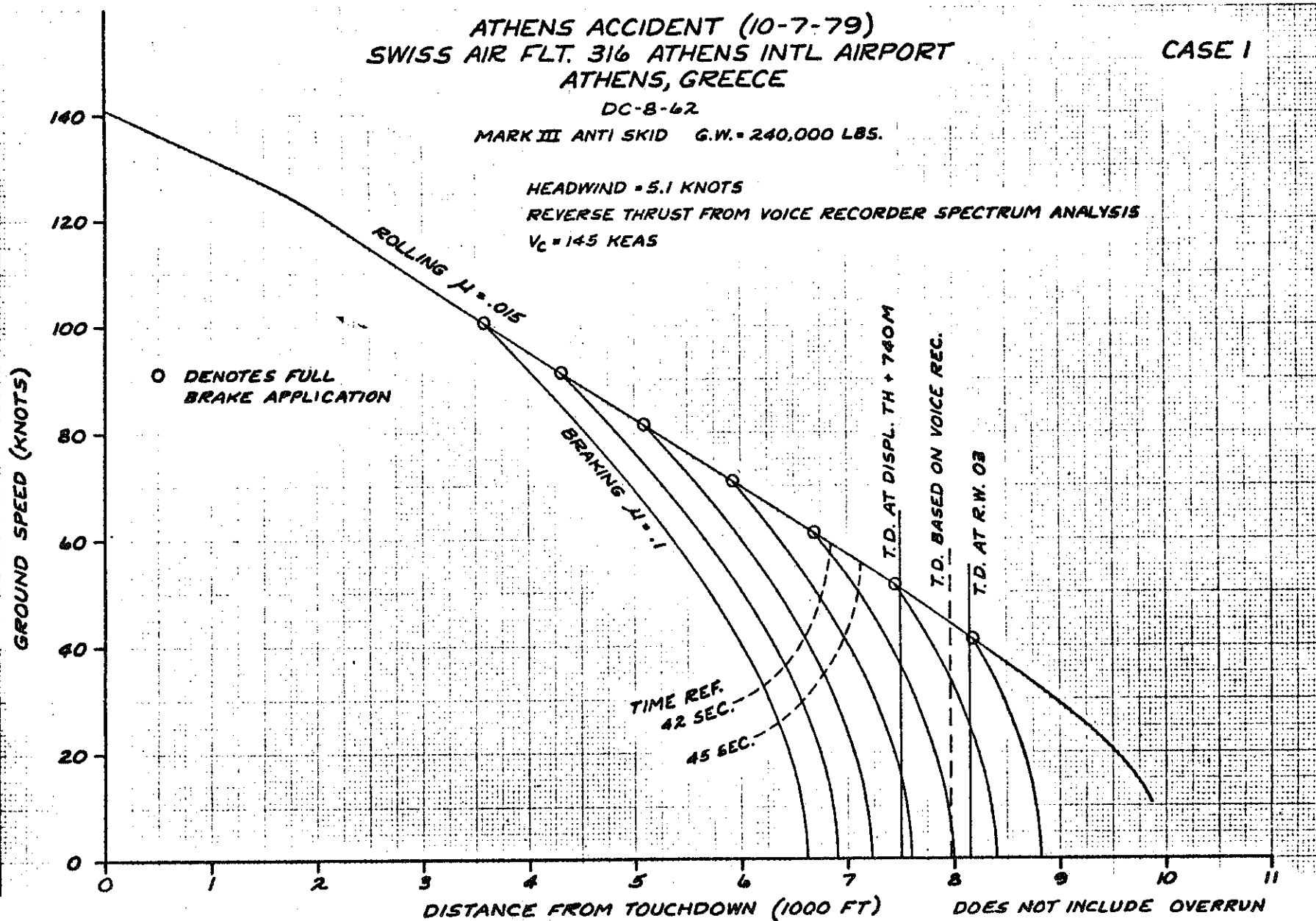


Figure 14

DOUGLASS

K&E
RECORDED
LA 6084

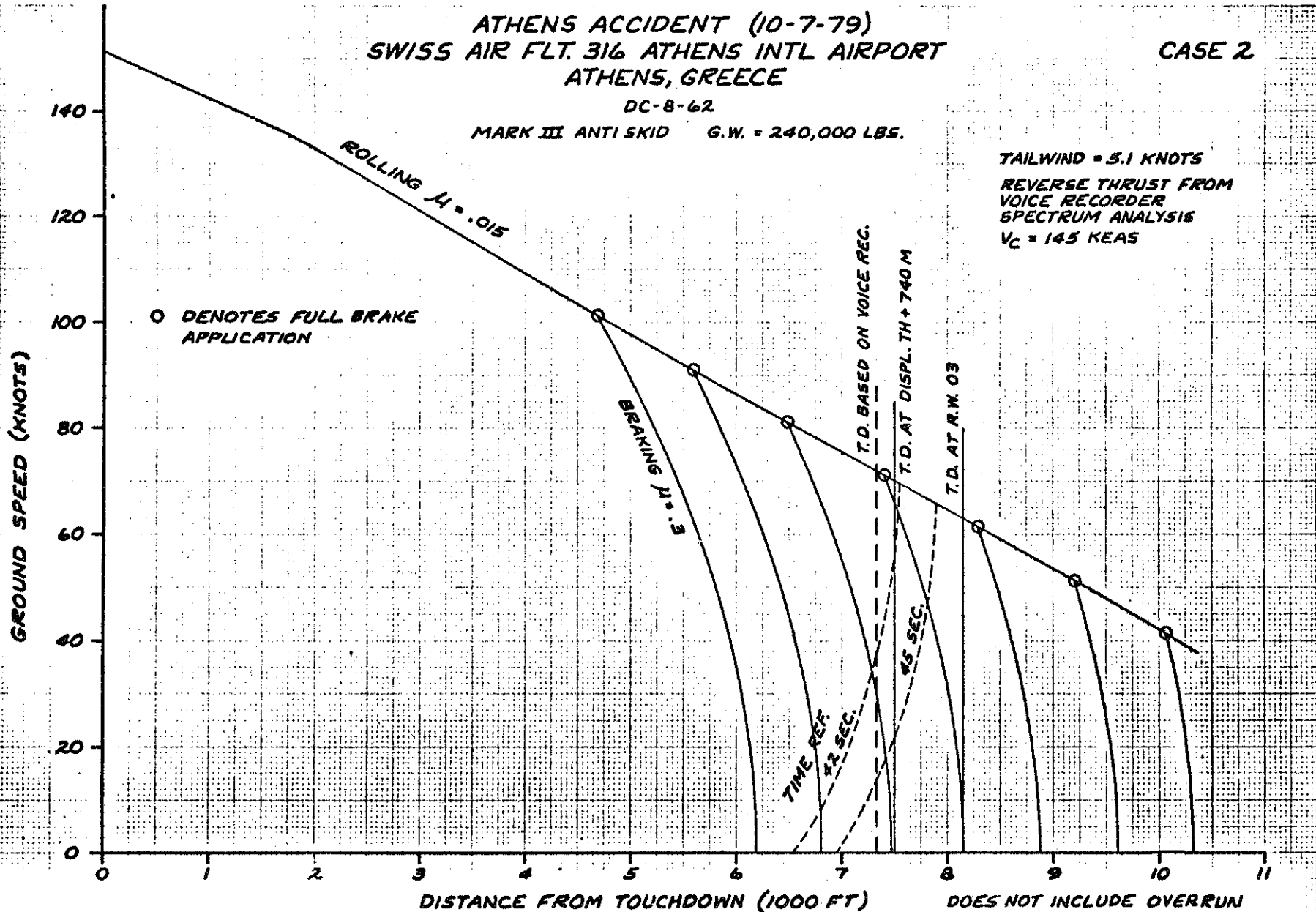
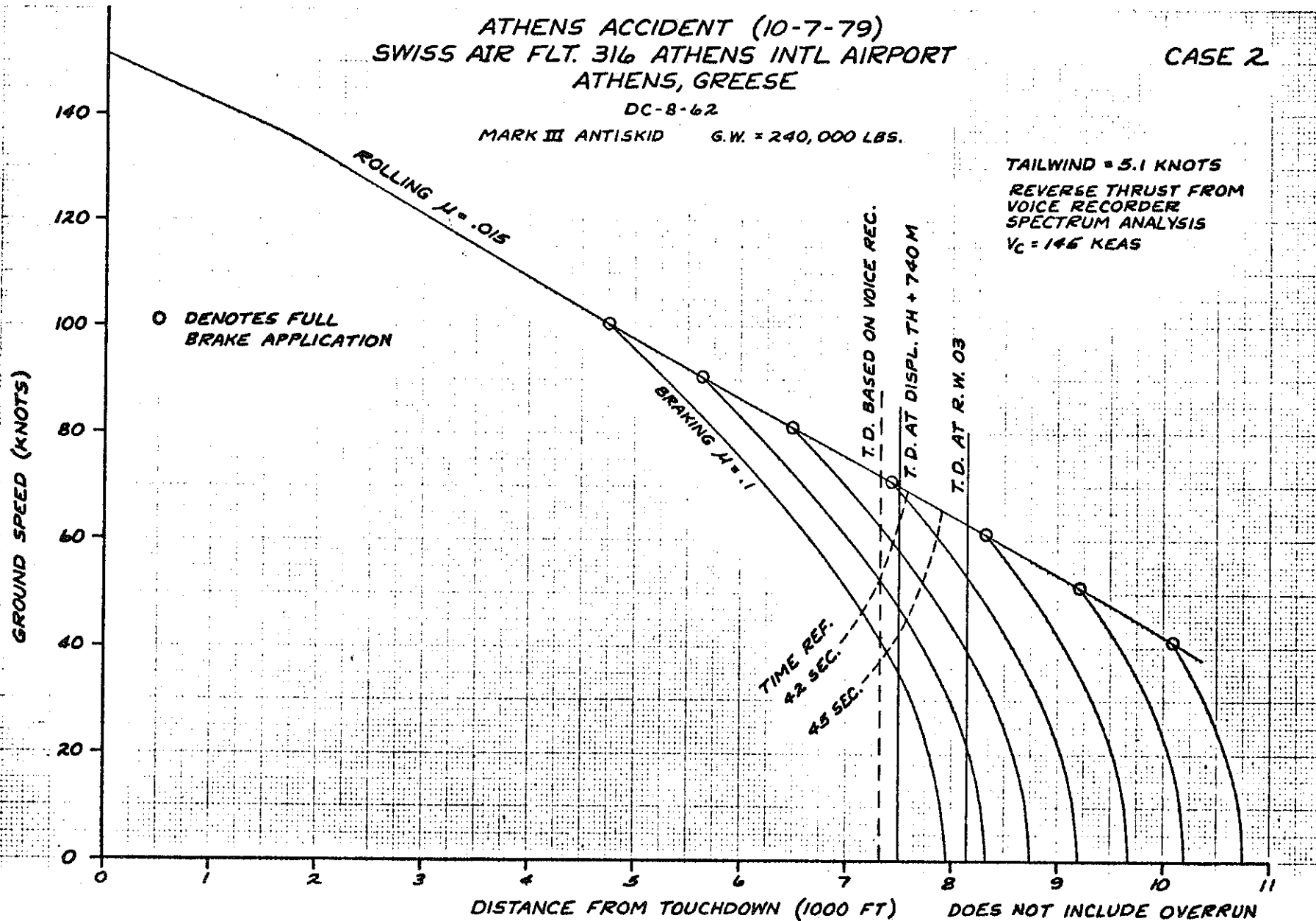


Figure 16

RECORDED

K&E
REGULATIONS
LA 8094



DOUGLAS

Figure 17

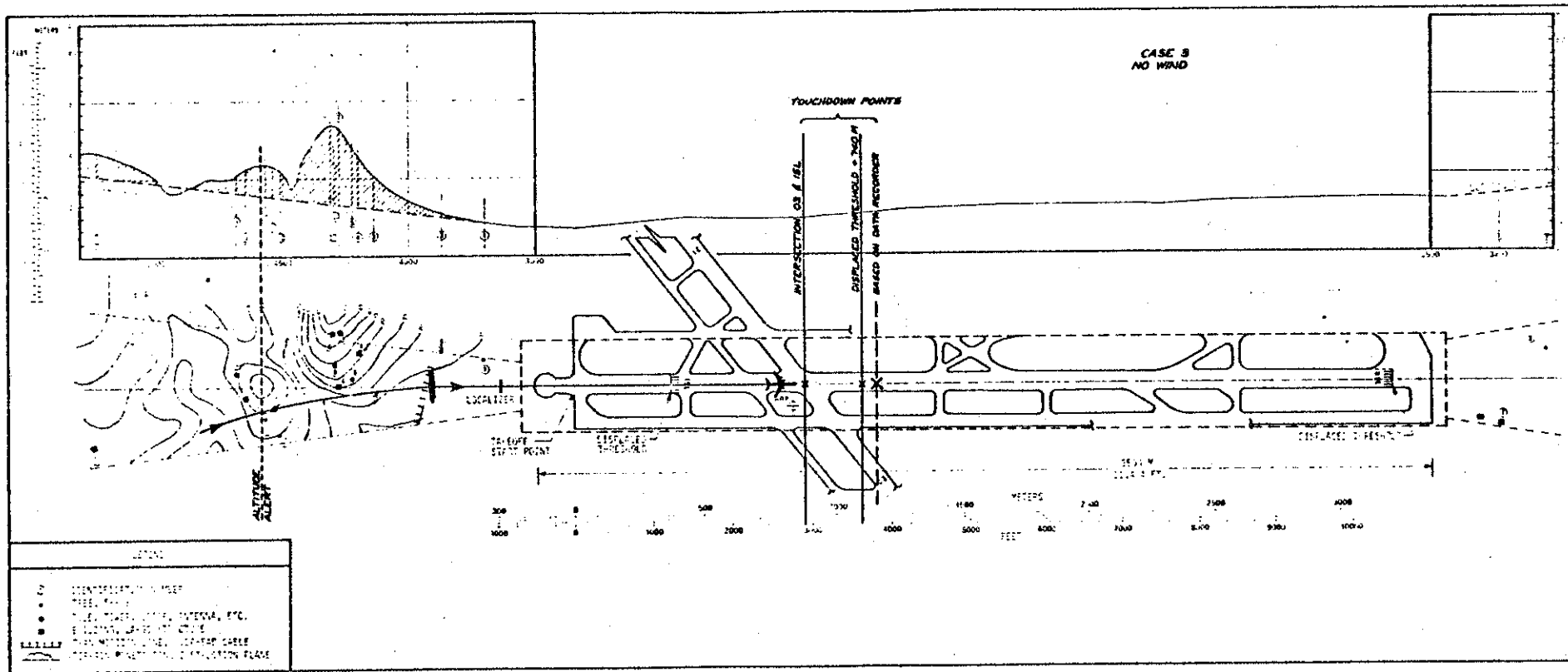


Figure 18

K&E
RESEARCH & ENGINEERING
LA 6084

ATHENS ACCIDENT (10-7-79)
SWISS AIR FLT. 316 ATHENS INTL AIRPORT
ATHENS, GREESE

CASE 3

DC-8-62
MARK III ANTISKID G.W. = 240,000 LBS.

NO WIND
REVERSE THRUST FROM
VOICE RECORDER
SPECTRUM ANALYSIS
 $V_C = 149$ KEAS

- T.D. SPEED BASED ON:
- IDLE THRUST
 - IAS AT 50' = 151 KIAS
 - APPR. RATE OF DESCENT = 23 FT/SEC FROM FDR
 - FLARE SPEED $dv/dt = 0.5$ FT/SEC.

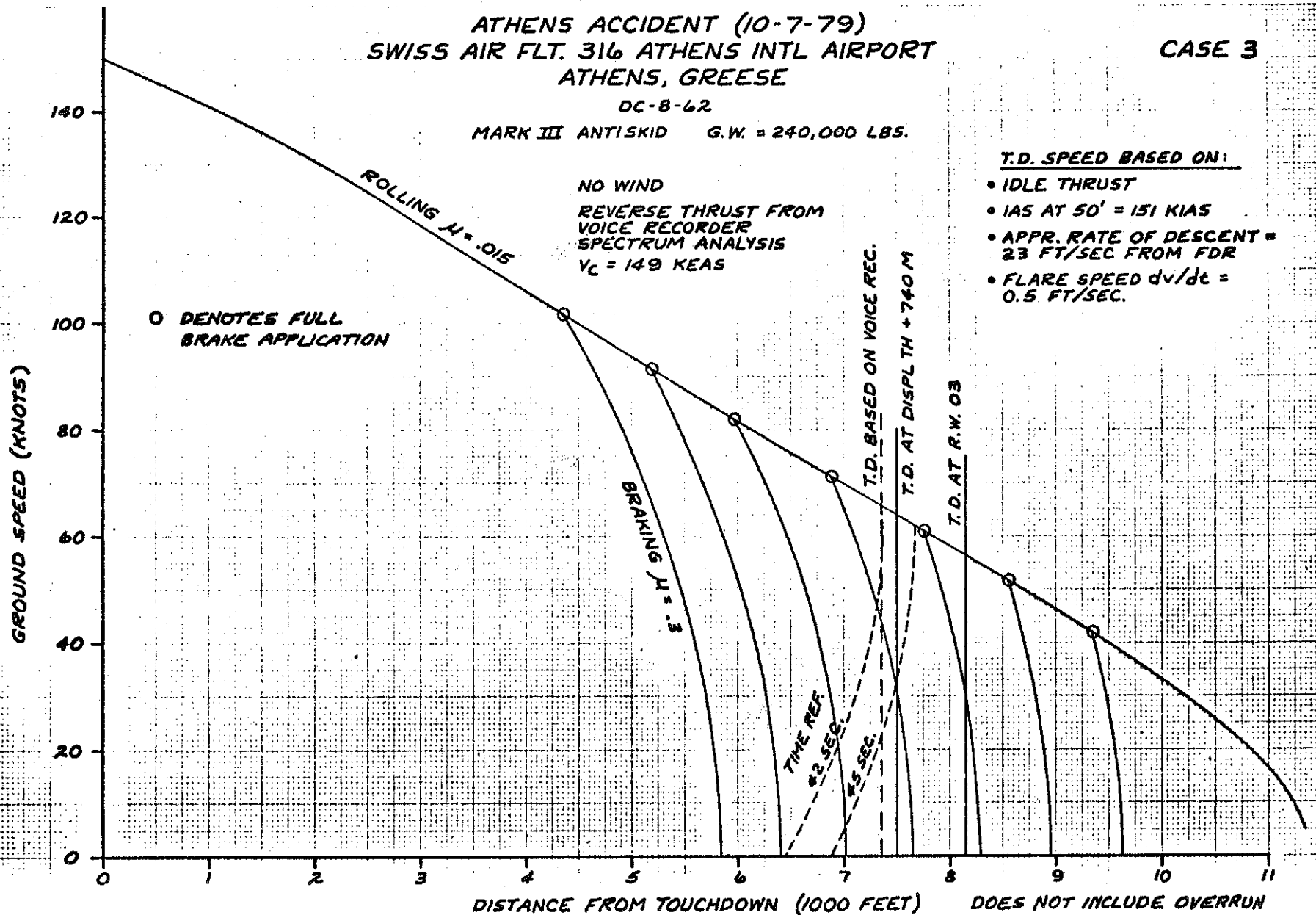


Figure 19

DOUGLAS

K.E. HIRCULENEO LA 6094

ATHENS ACCIDENT (10-7-79) SWISS AIR FLT. 316 ATHENS INTL AIRPORT ATHENS, GREECE

CASE 3

DC-8-62

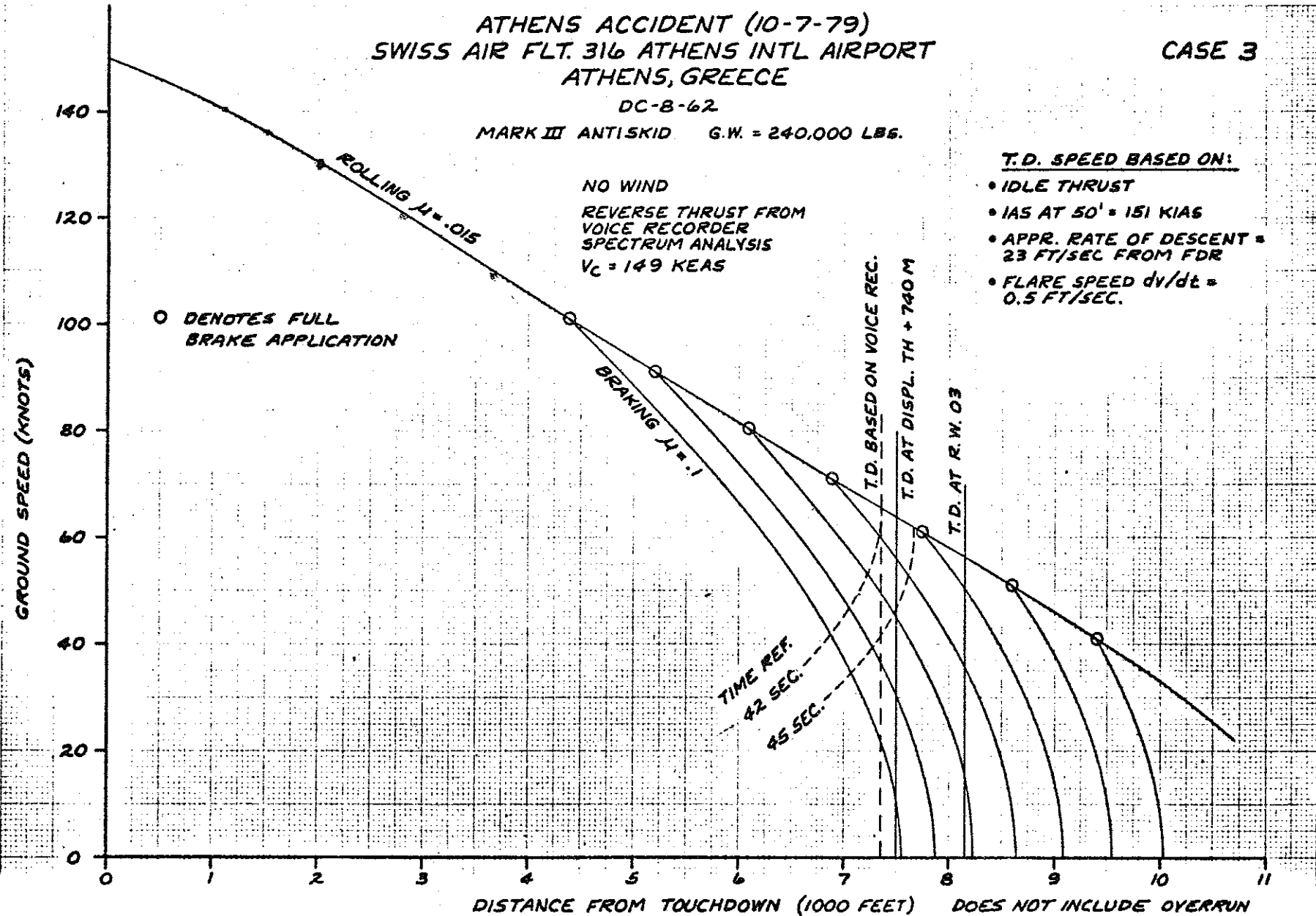
MARK III ANTISKID G.W. = 240,000 LBS.

T.D. SPEED BASED ON:

- IDLE THRUST
- IAS AT 50' = 151 KIAS
- APPR. RATE OF DESCENT = 23 FT/SEC FROM FDR
- FLARE SPEED $dv/dt = 0.5$ FT/SEC.

NO WIND
REVERSE THRUST FROM
VOICE RECORDER
SPECTRUM ANALYSIS
 $V_C = 149$ KEAS

○ DENOTES FULL
BRAKE APPLICATION



DISTANCE FROM TOUCHDOWN (1000 FEET) DOES NOT INCLUDE OVERRUN

Figure 20

DOUGLAS

J
K
M
ENGINEERING
©
LA 6084

**ATHENS ACCIDENT (10-7-79)
SWISS AIR FLT. 316 ATHENS INTL AIRPORT
ATHENS, GREECE**

DC-8-62

GROUND SPEED VS. STOPPING DISTANCE

MARK III ANTISKID G.W. = 240,000 LBS.

- ① DRY, INBDS. 1.6, OUTBDS. DET, BR. @ 1-3 SEC.
- ② WET, INBDS. 1.6, OUTBDS. TO 1.6 @ 80 KTS., BR. @ 1-3 SEC.
- ③ WET, INBDS. 1.6, OUTBDS. DET, BR. @ 1-3 SEC.

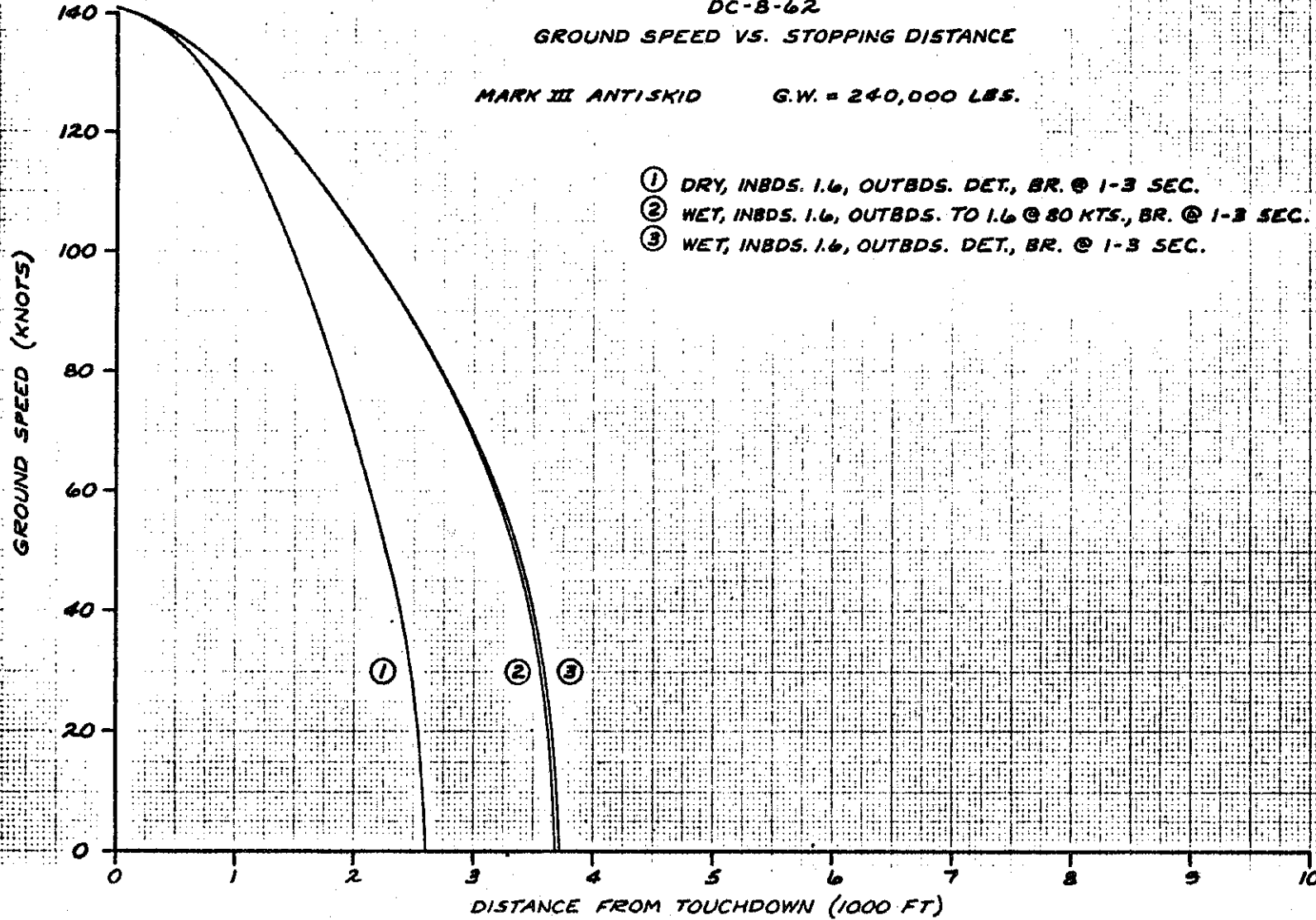
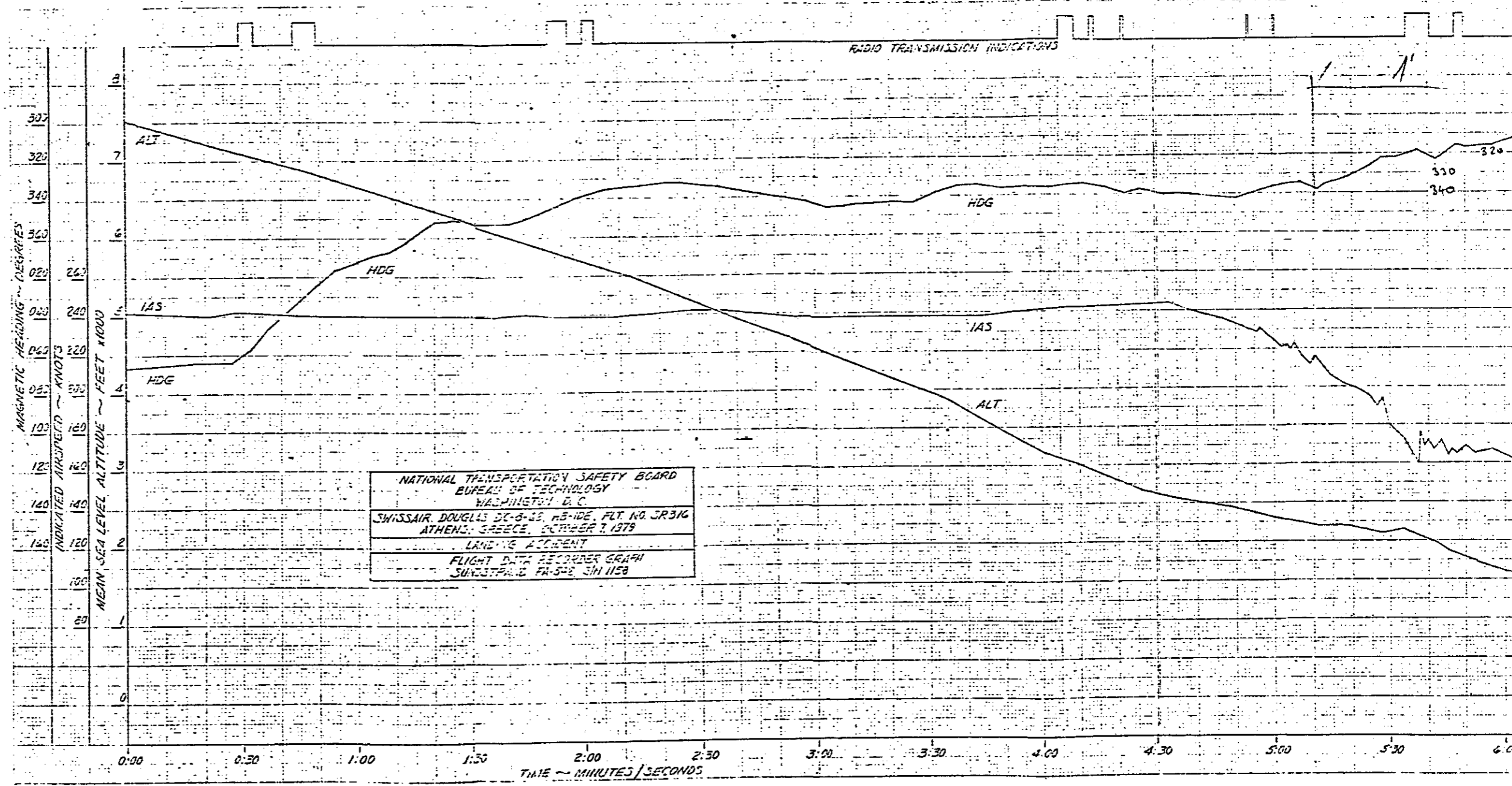


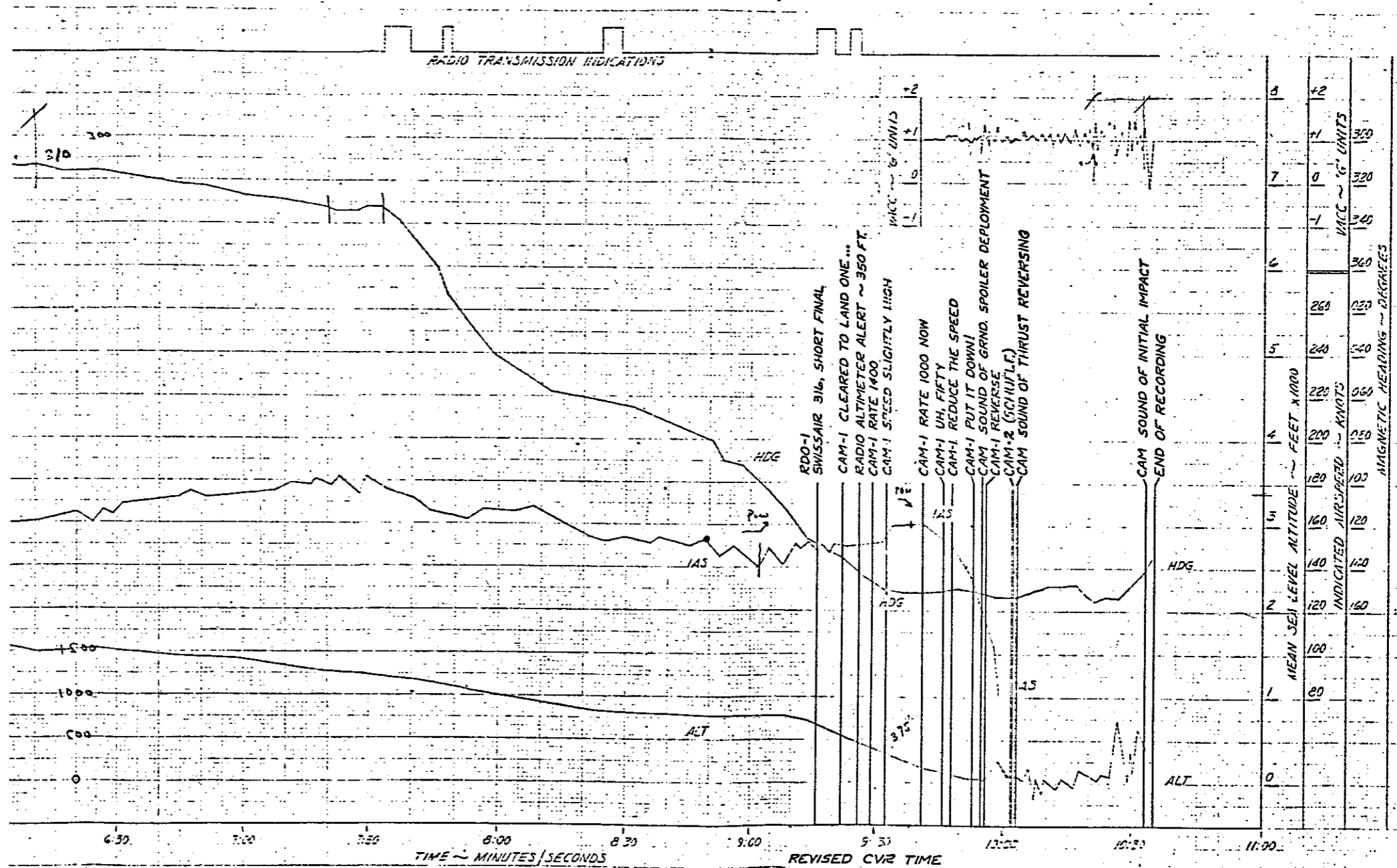
Figure 21

DOUGLAS

471107

471107





OCTOBER 31, 1979

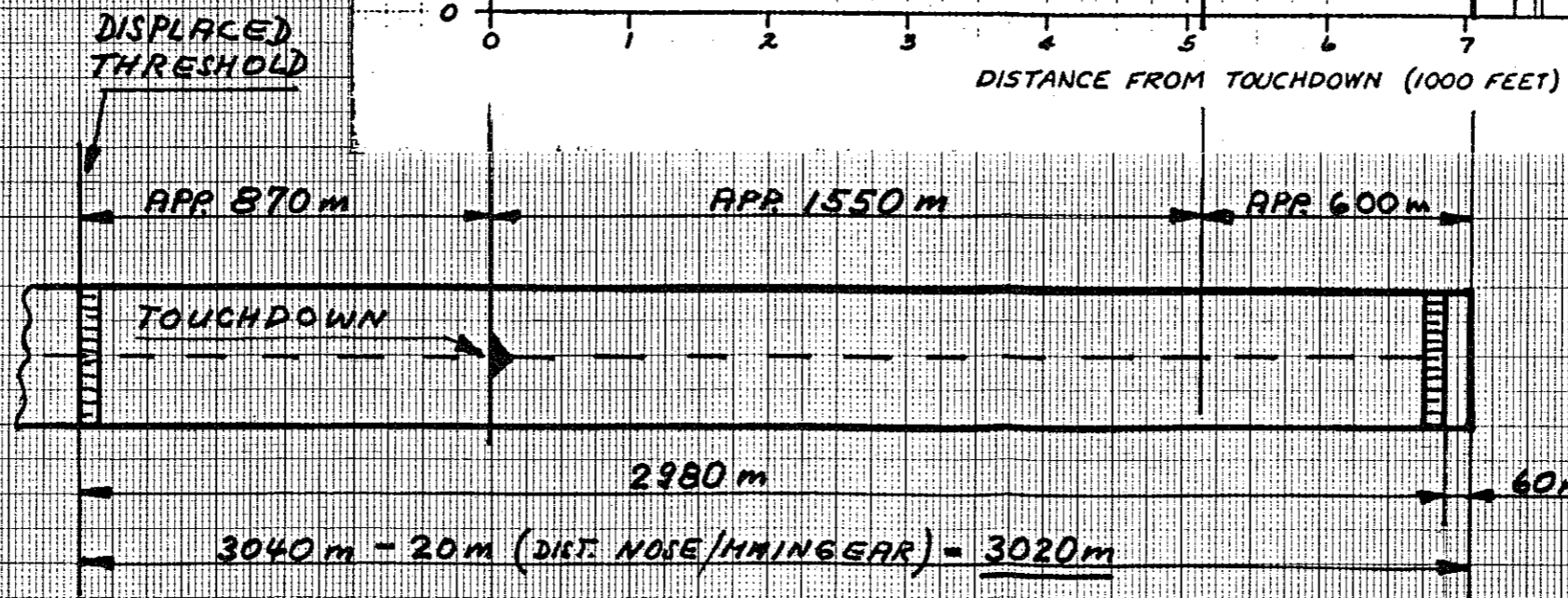
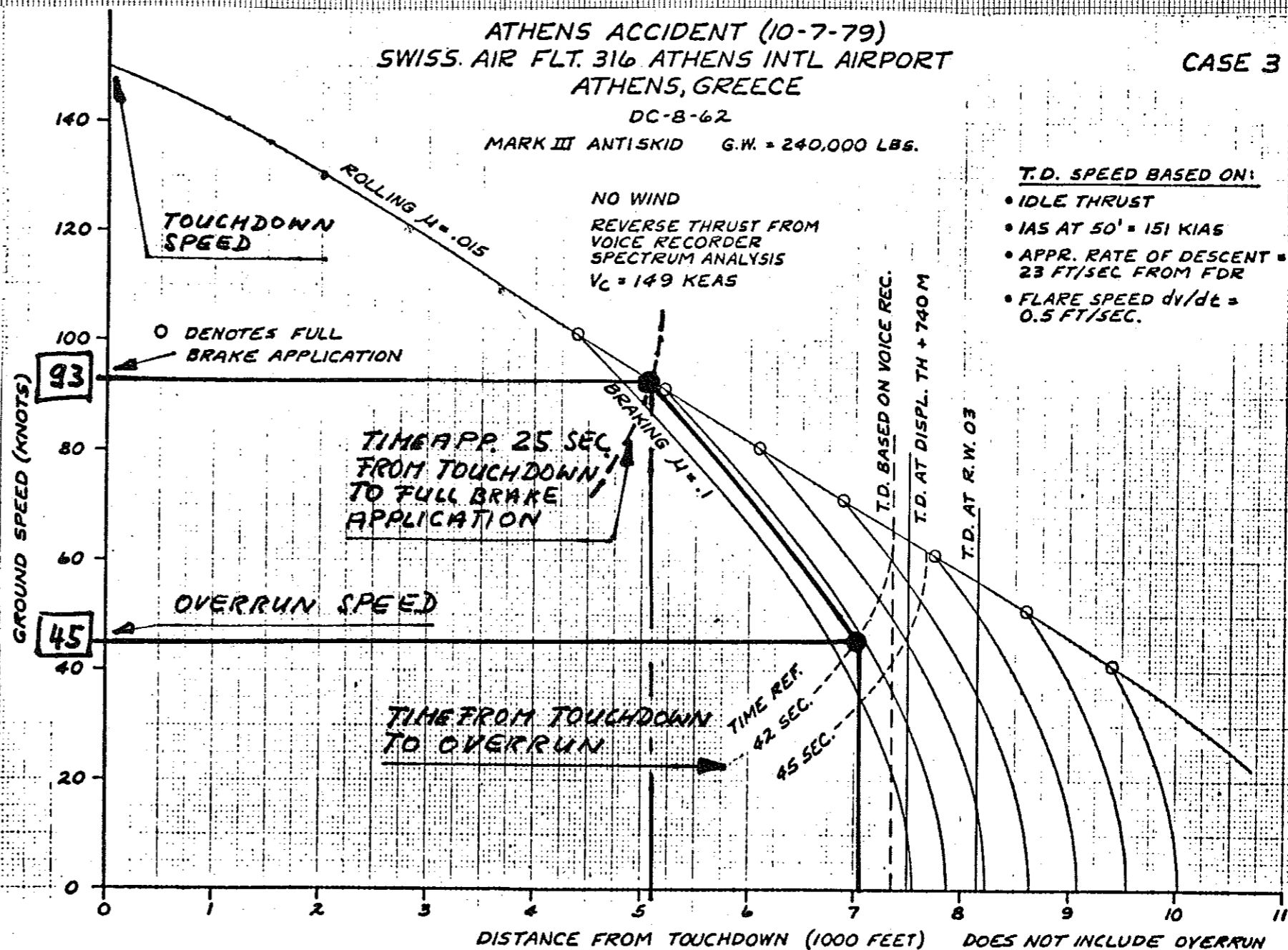
APT. NO. 80-2

DCA 80-R-1001

FIGURE 22

DOUGLAS LANDING PERFORMANCE ANALYSIS CASE 3

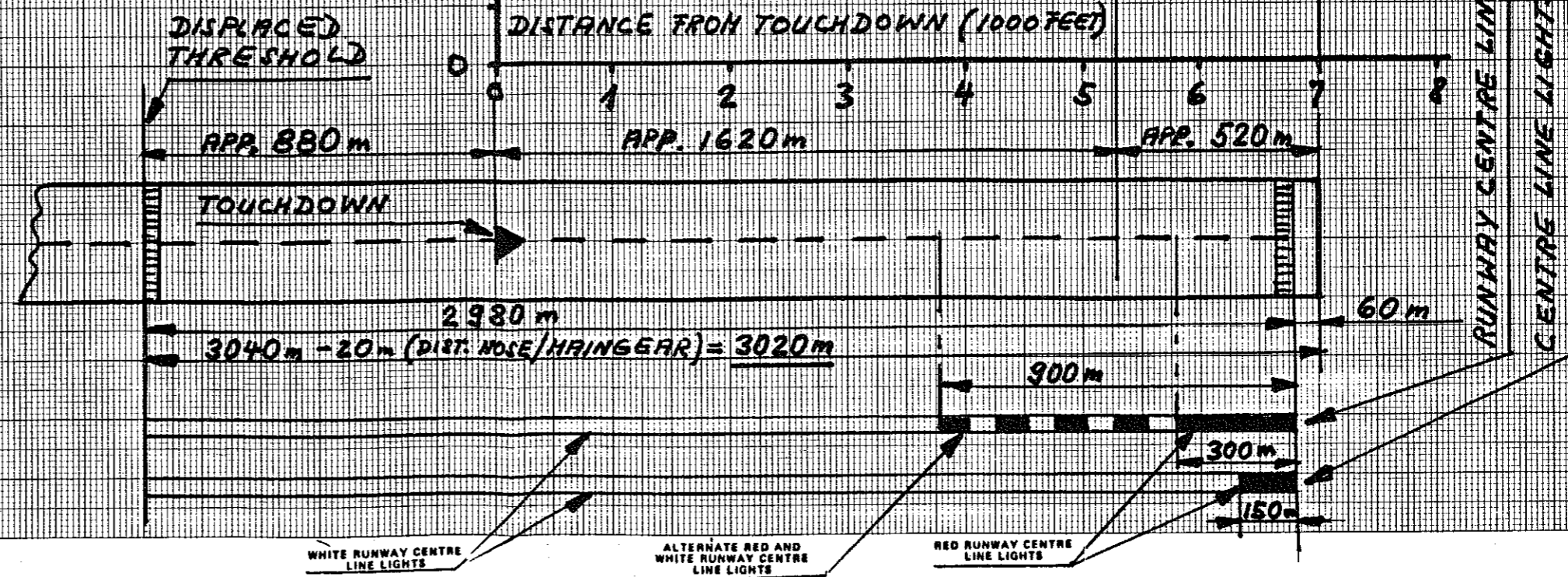
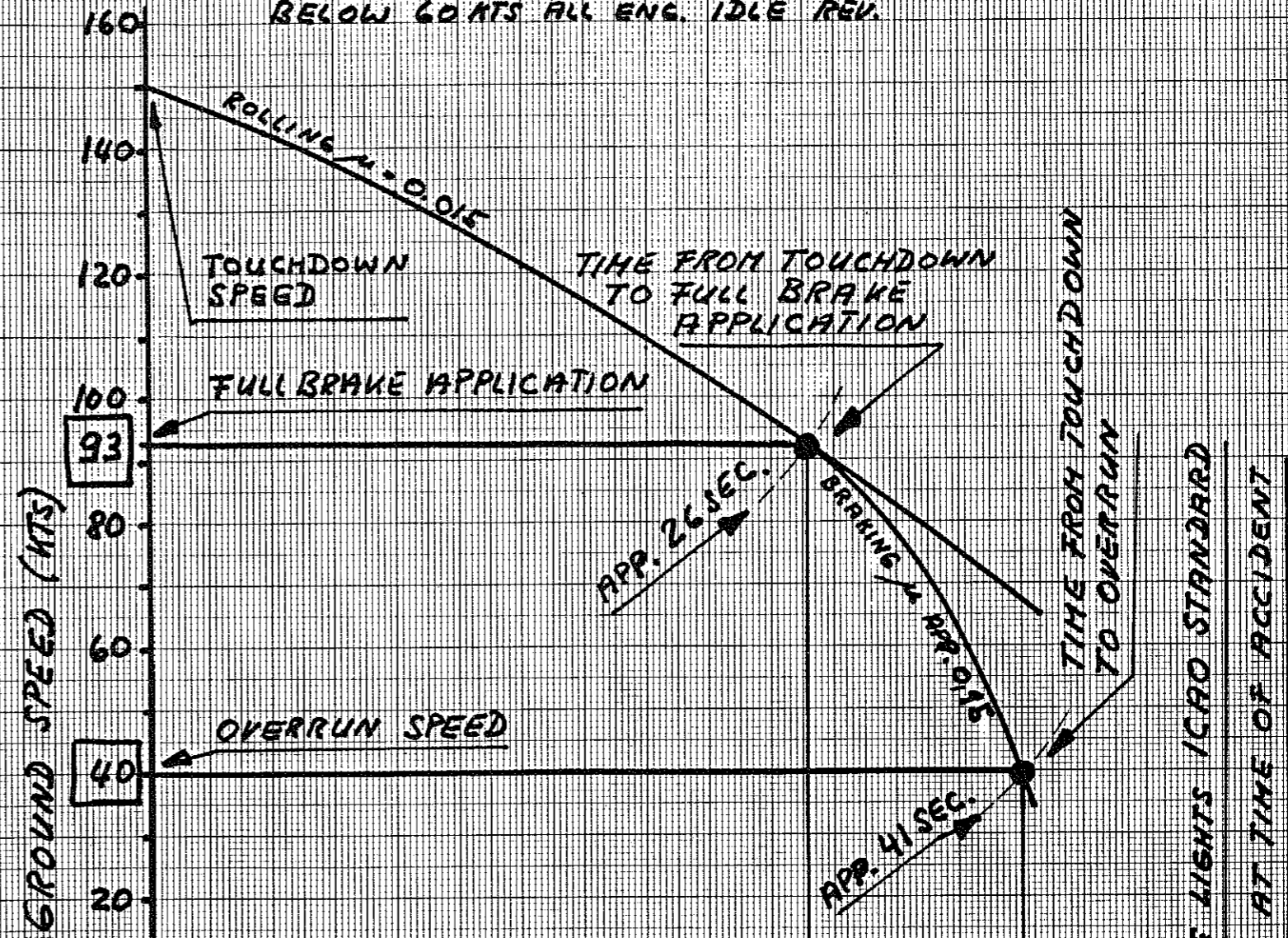
- touchdown speed 149 kts
- time from touchdown to full brake application app. 25 sec
- speed by full brake application 93 kts
- braking μ 0,1
- time from touchdown to overrun app. 42 sec
- overrun speed 45 kts
- distance from displaced threshold to touchdown app. 870 m
- distance from touchdown to full brake application app. 1550 m
- distance from full brake application to overrun app. 600 m



MOST PROBABLE ACCIDENT PROGRESS REVERSE THRUST

ENG. 2+3 MGT (1.6 EPR)
 ENG. 1+4 IDLE REV.
 BELOW 60 KTS ALL ENG. IDLE REV.

- touchdown speed 150 kts
- time from touchdown to full brake application app. 26 sec
- speed by full brake application 93 kts
- braking μ app. 0,15
- time from touchdown to overrun app. 41 sec
- overrun speed 40 kts
- distance from displaced threshold to touchdown app. 880 m
- distance from touchdown to full brake application app. 1620 m
- distance from full brake application to overrun app. 520 m



RUNWAY CENTRE LINE LIGHTS ICAO STANDARD
 CENTRE LINE LIGHTS AT TIME OF ACCIDENT

ANNEX 6c

Overrun speed approx. 40 kts (\pm 5 kts)

It can reasonably be assumed that the overrun speed corresponds to the speed at the moment when the nose wheel impacted with ground (road). From analysis of the probable trajectory of the aircraft center of gravity correlated with the spectra analysis the overrun speed has been determined to 40 kts. Accordingly the point of impact of the nose wheel would be located approx. 16.5 meters from the position where the aircraft came to a final stop at an average deceleration of 1.3 g in the final phase.

