



R A P P O R T D' E N Q U E T E

de la commission d'enquête grecque  
(désigné par l'autorité de l'aviation civile de Grèce)

de l'accident

de l'avion Mc Donnell Douglas DC-8-62, HB-IDE

de la compagnie de transport aérien Swissair SA

le 7 octobre 1979 sur l'aéroport d'Athènes

Grèce

## Rapport d'enquête

Avion	Type:	Douglas DC-8 - 62
	Nationalité:	Suisse
	Immatriculation:	HB - I D E
	Propriétaire et exploitant:	Swissair
Genre de vol		Vol régulier
Lieu de l'accident:		Aéroport d'Athènes, Grèce
Date et heure de l'accident		7 octobre 1979, à 2016 heures *)

\*) Toutes les heures indiquées dans le présent rapport le sont en GMT (Greenwich Mean Time).

## Sommaire

L'accident a été annoncé aux autorités helléniques de l'aviation civile / Section d'enquêtes sur les accidents, le 7 octobre 1979 et une enquête a été ouverte le jour suivant.

Le Bureau fédéral d'enquête sur les accidents d'aéronefs a participé à l'enquête, conformément à l'Annexe 13 à la Convention relative à l'aviation civile internationale.

L'accident a été également annoncé au National Transportation Safety Board (NTSB) des Etats-Unis - Etat constructeur - et à la maison McDonnell-Douglas, constructeur de l'avion accidenté.

Le 7 octobre 1979, le DC-8-62 immatriculé HB-IDE qui assurait le vol SR 316 Zurich - Genève - Athènes - Bombay - Pékin atterrit sur la piste 15 L de l'aéroport d'Athènes, après un circuit à vue.

A la suite d'un atterrissage long et à vitesse élevée et après que les systèmes de freinage n'aient pas été utilisés de façon adéquate, l'avion dépasse la piste et l'Overrun Area (aire de roulement de secours dans le prolongement de la piste), dévale un talus de 4 mètres de haut et prend feu.

140 personnes ont survécu à l'accident, 11 d'entre elles étant légèrement blessées, sur les 140 occupants de l'avion (y compris l'équipage). 14 passagers ont été brûlés dans l'épave.

L'avion a été détruit par l'impact et par l'incendie qui a suivi.

### 1. FAITS ETABLIS

#### 1.1 Déroulement du vol

Le 7 octobre 1979, l'avion HB-IDE, un DC-8-62 de Swissair, assure le vol régulier SR 316 Zurich - Genève - Athènes - Bombay - Pékin.

- Le commandant de bord, le capitaine X., est aux commandes pour le premier tronçon. Le décollage de Zurich a lieu à 1603 h et l'atterrissage à Genève à 1646 h.

- Le décollage de Genève à destination d'Athènes s'effectue à 1741 h. Pour cette étape, c'est le copilote Y. qui est aux commandes (sur le siège de droite).
- A 1951 h, l'équipage établit le contact radio avec Athènes Approche et annonce qu'il a connaissance de l'information ATIS (Service automatique d'information de région terminale) "OSCAR". L'avion se trouve à ce moment à 10 milles nautiques du radiophare VOR Didimon (DDM), au niveau de vol (FL) 210.
- L'avion ayant été identifié grâce à son code de transpondeur par le radar d'approche à 1956 h, le contrôleur du trafic aérien communique à l'équipage les instructions suivantes pour la procédure d'approche:
  - Alignement radar sur l'ILS de la piste 33 R
  - Approche ILS jusqu'à l'Outer Marker (radioborne extérieure)
  - Circuit à vue pour la piste 15 L
- A 2008 h, l'alignement radar est effectué et l'avion établi sur le Localizer (radiophare d'alignement) de la piste. Sur demande de l'équipage, le contrôleur du trafic aérien annonce un vent de surface de  $070^{\circ}$  / 14 kt.
- A 2011 h, l'équipage annonce qu'il a la piste en vue. Il lui est alors enjoint de prendre contact avec Athènes-Tour sur 118.1 MHz.
- Le commandant de bord a pu entendre le contrôleur du trafic aérien caractériser l'efficacité de freinage sur la piste par "Medium to poor" (moyenne à faible), annoncée à un avion en train d'atterrir; la-dessus, le commandant X. dit au copilote Y. : "Dans ce cas, nous utiliserons Normal Reverse", c'est-à-dire le régime normal de l'inversion de poussée. (Enregistrement du CVR = Cockpit Voice Recorder).
- A 2012 h, l'équipage prend contact par radio avec la tour de contrôle d'Athènes sur la fréquence de 118.1 MHz, annonçant: "Entrons vent arrière du circuit à main droite". Le contrôleur du trafic aérien répond: "Annoncez-vous en base pour la piste 15 L, êtes No 2, No 1 tournant finale".
- Se basant sur la dernière information reçue quant au vent, le commandant choisit une vitesse d'approche de 146 noeuds, soit  $V_{A50} = 141 \text{ kt} + 5 \text{ kt}$  de correction pour le vent.
- A 2013 h, le copilote remarque: "C'est un seuil de piste décalé", à quoi le commandant répond: "Oui - le VASI (Indicateur visuel de pente d'approche) est ..." et 3 secondes plus tard: "Comme je l'ai dit auparavant, Normal Reverse"(enregistrement CVR).
- A 2013.10 h environ, le copilote annonce: "Passage par le travers" (CVR).

- A 2013.42 h, l'équipage annonce: "Swissair 316 tourne en base, quelle est, euh, l'efficacité du freinage?" Le contrôleur du trafic aérien répond: "Attendez, nous avons un atterrissage, et euh, je vais vérifier l'annonce. Je vais voir, continuez votre approche, vent zéro neuf zéro degrés, unité huit noeuds".
  - A 2014.08 h, l'équipage prend part à la conversation radio suivante entre le contrôleur du trafic aérien et l'équipage du vol Olympic OA 607, assuré par un Boeing 707, qui vient d'atterrir:
    - TWR (Tour): Olympic, euh, six zéro sept, comment avez-vous trouvé l'efficacité du freinage?
    - OA 607: Euh, moyenne à faible.
    - TWR: Kay (OK), avez-vous entendu, trois unité six, moyenne à faible?
    - SR 316: Affirmatif.
    - TWR: Kay, continuez votre approche.
    - SR 316: Continuons.
  - A 2014.19 h (selon le CVR), le Final Check (contrôle final) est effectué par le commandant (avion en configuration d'atterrissage). Ensuite, le mécanicien navigant annonce: "Tout est prêt pour l'atterrissage".
  - A 600 pieds environ au-dessus du niveau de l'aéroport, le commandant constate un Wind Shear (gradient vertical du vent); il décrit ainsi la situation:

"A 600 pieds environ au-dessus du niveau de l'aéroport, nous rencontrons un Wind Shear avec une augmentation de la vitesse indiquée qui dépasse de 10 à 15 noeuds la vitesse de 146 noeuds. La puissance est corrigée en conséquence et le taux de descente doit être augmenté à 1'000 - 1'500 pieds par minute pour maintenir un angle d'approche normal. Aux alentours de 300 pieds, la vitesse indiquée semble s'être stabilisée à une valeur ne dépassant pas 150 noeuds."
- Selon les dépositions de l'équipage, le VASI a été utilisé pour l'approche.
- A 2014.55 h, l'équipage annonce: "Swissair trois unité six en courte finale" et reçoit du contrôleur du trafic aérien (tour): "Swissair trois unité six, autorisé à atterrir unité cinq gauche, vent zéro neuf zéro degrés, unité deux noeuds".
  - Selon le CVR, le commandant dit:
    - A 2015.08 h "Taux quatorze cents"
    - A 2015.11 h "Vitesse légèrement élevée"

- A 2015.20 h "Taux mille, maintenant"
  - A 2015.25 h "Euh, cinquante"
  - A 2015.27 h "Réduisez la vitesse"
  - A 2015.32 h "Posez-le"
  - A 2015.34 h, toujours enregistré par le CVR: bruit de la sortie des spoilers.
  - Le commandant X. décrit l'atterrissage comme suit:
    - "L'avion a touché le sol approximativement à l'intersection avec la piste 03, presque sans arrondi, dans l'axe de la piste".
- L'intersection de la piste 15 L avec la piste 03 se situe environ 500 m après le seuil de piste 15 L.
- En particulier, la phase de l'arrondi a été très courte, de sorte que la roue de proue a touché le sol presque en même temps que le train principal.
- Un contrôleur du trafic aérien, dans la tour de contrôle, a eu l'impression que le SR 316 touchait la piste 740 m environ après le seuil de piste déplacé.
  - Immédiatement après que l'avion soit posé, le commandant enclenche l'inversion de poussée au ralenti sur les quatre réacteurs, reprend du copilote le contrôle de l'avion et ordonne à 2015.35 h: "Reverse".
- Le copilote règle l'inversion de poussée sur le régime normal (1.6 EPR sur les moteurs Nos 2 et 3, soit les réacteurs intérieurs).
- Le commandant décrit comme suit le déroulement des événements après que l'avion a touché le sol:

"Dès ce moment, j'ai assumé le contrôle directionnel de l'avion et le freinage, selon la procédure normale de Swissair ..."

"L'inversion de poussée a été engagée immédiatement après que les roues eurent touché le sol, d'abord au ralenti sur les quatre réacteurs, puis augmentée à 1.6 EPR sur les réacteurs Nos 2 et 3. Ce régime a été légèrement dépassé au premier moment, puis ramené à la valeur mentionnée auparavant quelques secondes après qu'un début de freinage sur les roues ait donné le sentiment d'une efficacité presque normale du freinage. Environ 500-600 mètres avant la fin de la piste, l'efficacité du freinage a diminué et les freins ont été actionnés à fond. Malgré cette mesure, l'efficacité du freinage est presque tombée à zéro en quelques secondes. L'impression prévalait alors encore que l'inversion de poussée suffirait à arrêter l'avion avant la fin de la piste. Le premier doute à ce sujet s'est manifesté à quelques 300 m avant l'extrémité de la piste.

J'ai augmenté le régime de l'inversion de poussée à 1.3-1.4 EPR sur les moteurs extérieurs.

En même temps, j'ai essayé de vérifier que la direction de l'avion pouvait être contrôlée au moyen de la roue de proue, en tournant légèrement le volant de commande vers la gauche.

Il n'y avait pas de réaction de l'avion.

L'avion a dérapé de la sorte sur le reste de la piste et a franchi le seuil de piste à une vitesse de 20 à 25 noeuds. Il s'est immobilisé après deux secousses, 50 m au delà de l'extrémité de la piste et environ 5 m en contre-bas sur la route sud-nord."

"... au cours de l'approche, il n'a été constaté aucune turbulence notable et la dérive indiquée par le Doppler n'a jamais excédé 5°..."

"... entre l'Outer Marker et le toucher des roues, il n'a pas été observé de pluie. La première impression au moment de se poser sur la piste a été que cette dernière était sèche, vue à la lueur des phares d'atterrissage.

A aucun moment du roulement ne s'est présentée l'impression que la piste fût détrempée..."

- En outre, le CVR a enregistré ce qui suit:

- A 2015.36 h Copilote: "En cours"
- A 2015.40 h Commandant: "Oui"
- A 2015.41 h Copilote: (Schufle) (Confirmation que l'inversion de la poussée commence)
- A 2015.42 Bruit de l'inversion de poussée
- A 2015.57 Bruit indiquant que cesse l'inversion de poussée
- A 2016 h Commandant: "Ja genau" (allemand, = oui, exactement)
- A 2016.12 h Bruit du premier choc
- A 2016.13 h Bruit de choc

- Après avoir parcouru l'Overrun Area asphaltée, d'une longueur de 65 m environ, l'avion est tombé d'approximativement 4 m de haut sur une route qui croise à peu près à angle droit le prolongement de l'axe de la piste.

L'avion a pris feu immédiatement après s'être immobilisé.

## 1.2 Tués et blessés

Blessures	Equipage	Passagers	Tiers
Mortelles	-	14	-
Graves	-	-	-
Mineures/néant	10	130 *	-

\*Deux responsables de la sécurité se trouvaient parmi les passagers.

### 1.3 Dommmages à l'aéronef

L'avion a été détruit.

### 1.4 Autres dommages

- La clôture de l'aéroport a été partiellement endommagée.
- L'avion transportait 40 colis contenant des produits radioactifs à usage médical. Tous ces colis étaient déclarés, emballés, identifiés et étiquetés selon les prescriptions " IATA Restricted Articles Regulations".

Le Centre nucléaire hellénique a été consulté immédiatement après l'accident; ses experts ont constaté que la plupart des emballages de ces produits radioactifs avaient été détruits par l'incendie consécutif à l'accident. Toutefois, il ne s'est produit aucune fuite de matière radioactive dans l'atmosphère.

### 1.5 Renseignements sur le personnel

#### 1.5.1 Commandant

X., âgé de 45 ans, ressortissant suisse.

- Titulaire d'une licence de pilote de ligne, établie par l'Office fédéral de l'air (OFA) le 24 juillet 1968 et valable jusqu'au 18 février 1980.
- Qualifications:

Commandant de bord	DC-8 et DC-9
Copilote	CV-990, CV-440 et DC-3
- Expérience de vol

Au total:	8'988 h, dont 3'987 comme copilote
Comme commandant DC-8	2'589 h
Comme copilote DC-8	48 h

(Commandant de bord DC-8 depuis le 24 novembre 1973)

  - Au cours des 28 derniers jours: 40:29 h, toutes sur DC-8
  - Au cours des 7 derniers jours: 7:26 h, toutes sur DC-8
  - Durant les dernières 24 heures: 3:18 h
- Titulaire du permis de vol spécial de vol aux instruments, valable jusqu'au 7 mai 1980.
- Emergency Procedures Refresher (EPR), soit répétition des procédures de secours, le 9 mars 1979.



- Dernier examen médical d'aptitudes: le 16 août 1979.  
Résultat: apte sans restriction.
- Proficiency Check as Captain on DC-8 (vol de contrôle IFR comme commandant) le 21 septembre 1979.
- Route Check as Captain on DC-8 (contrôle sur la ligne comme commandant) le 8 mai 1979.
- Périodes de congé et de repos
  - Au cours des 7 derniers jours: 4 jours de repos
  - Avant le dernier service du 6 octobre 1979: 42:32 h
  - Temps de service le jour de l'accident: 5:28 h.
- Expérience antérieure à l'aéroport d'Athènes (selon les déclarations du commandant X.): 20 à 30 atterrissages sur la piste 15, avec les types DC-9 et DC-8.
- Selon les dossiers de l'Office fédéral de l'aviation civile il n'a été relevé aucun incident ni accident le concernant depuis son engagement par Swissair.

#### 1.5.2 Copilote

Y., âgé de 37 ans, ressortissant allemand (RFA).

- Titulaire d'une licence de pilote de ligne, délivrée par l'OFA le 17 décembre 1971 et valable jusqu'au 18 janvier 1980.
- Qualifications:

Copilote	DC-9, DC-8 et DC-3
----------	--------------------
- Expérience de vol

Au total:	3'817 h, dont 805 comme copilote DC-8
- Au cours des 28 derniers jours:	33:08 h
- Au cours des 7 derniers jours:	8:47 h
- Durant les dernières 24 heures:	0:00 h
- Titulaire du permis spécial de vol aux instruments, valable jusqu'au 8 février 1980.
- Dernier examen médical d'aptitudes: le 16 juillet 1979.  
Résultat: apte sans restriction.
- Proficiency Check as Copilot (vol de contrôle IFR comme copilote) sur DC-8 le 3 juillet 1979.
- Route Check as Copilot (contrôle sur la ligne comme copilote) DC-8 le 1er avril 1979.
- Emergency Proficiency Refresher (EPR) le 17 août 1979.
- Périodes de congé et de repos
  - Au cours des 7 derniers jours: 5 jours de repos
  - Avant le dernier service: pas de vol depuis le 4 octobre 1979

- Temps de service le jour de l'accident: 5:28 h.
- Expérience antérieure à l'aéroport d'Athènes (selon les déclarations du copilote Y.): 10 atterrissages sur les pistes 15 L et R, dont 5 atterrissages exécutés par lui-même.
- Selon les dossiers de l'Office fédéral de l'aviation civile, le copilote, lors d'un vol vers Colombo, alors qu'il pilotait l'avion s'est trompé d'aéroport à l'arrivée et a effectué une approche sur un aéroport voisin. Après avoir remis plein gaz et interrompu son approche, il allait se poser sur l'aéroport de destination.

#### 1.5.3 Mécanicien navigant

Z., âgé de 32 ans, ressortissant suisse.

- Titulaire d'une licence de mécanicien navigant, délivrée par l'OFA le 24 juillet 1974 et valable jusqu'au 4 octobre 1980.
- Qualification: mécanicien navigant sur DC-8
- Expérience de vol
  - Au total: 2'363 h comme mécanicien de bord sur DC-8
  - Au cours des 28 derniers jours: 26:50 h
  - Au cours des 7 derniers jours: 3:18 h
  - Durant les dernières 24 heures: 0:00 h
- Proficiency Check (vol de contrôle) comme mécanicien navigant le 3 février 1979.
- Route Check (contrôle sur la ligne) comme mécanicien navigant le 3 février 1979.
- Dernier examen médical d'aptitudes: le 20 septembre 1979.  
Résultat: apte sans restriction.
- Périodes de congé et de repos
  - Au cours des 7 derniers jours: 6 jours de repos
  - Avant le dernier service: pas de vol depuis le 24 septembre 1979.
- Temps de service le jour de l'accident: 5:28 h.

#### 1.5.4 Personnel de cabine

Tous les membres du personnel de cabine détenait des licences et des certificats médicaux valables.

	Age (ans)	Date du dernier entraînement et du dernier contrôle des procédures de secours (y compris le type DC-8-62)
1. Maître de cabine	50	12 septembre 1979
2. Steward	29	6 février 1979
3. Hôtesse de l'air	30	13 février 1979
4. Hôtesse de l'air	26	24 juillet 1979
5. Hôtesse de l'air	27	3 août 1979
6. Hôtesse de l'air	25	9 mai 1979
7. Hôtesse de l'air	27	20 mars 1979

## 1.6 Renseignements sur l'avion HB-IDE

### 1.6.1 Cellule

- Constructeur: McDonnell-Douglas Co, USA
  - Type: DC-8 - 62
  - Numéro de série: 45919
  - Année de construction: 1967
  - Certificat de navigabilité: No 2633/5, délivré le 18 mars 1975  
et valable jusqu'au 31 décembre 1980
  - Temps de vol total: 46'418:59 h, avec 16'609 atterrissages
- L'avion a été remis à Swissair par le constructeur le 22 novembre 1967 sur la base d'un certificat de navigabilité pour l'exportation confirmé par le permis d'exportation No 94008; la compagnie a pu disposer de l'avion le 23 novembre 1967.
- L'examen des documents relatifs à l'entretien et aux révisions de l'avion met en évidence que ce dernier a été l'objet d'un entretien et de révisions réguliers.
- Le poids maximum autorisé à l'atterrissage est de 108'800 kg.

Le poids d'atterrissage prévu était de 108'291 kg alors que le poids effectif lors de l'atterrissage a été de 107'000 kg (consommation plus élevée dû à un niveau de vol inférieur et à un délai).

Le poids et le centre de gravité se trouvaient dans les limites admissibles.

### 1.6.2 Groupes motopropulseurs

- Constructeur: Pratt & Whitney
- Type: JT3D-BDL

#### Réacteur No 1:

- No de série: 669203
- Nombre d'heures total: 32'889 h
- Nombre de cycles: 13'204
- Nombre d'heures  
encore admissible: 614 h
- Montage sur l'avion: 30 mars 1977
- Heures depuis cette date: 7'384 h
- Cycles depuis cette date: 3'455

#### Réacteur No 2:

- No de série: 669691
- Nombre d'heures total: 34'777 h
- Nombre de cycles: 11'780
- Nombre d'heures  
encore admissible: 4'747 h

- Montage sur l'avion: 9 août 1978
- Heures depuis cette date: 3'207 h
- Cycles depuis cette date: 1'402 h

Réacteur No 3:

- No de série: 669241
- Nombre d'heures total: 34'600 h
- Nombre de cycles: 14'099
- Nombre d'heures encore admissible: 1'291 h
- Montage sur l'avion: 8 mars 1979
- Heures depuis cette date: 1'720 h
- Cycles depuis cette date: 730

Réacteur No 4:

- No de série: 669707
- Nombre d'heures total: 29'494 h
- Nombre de cycles: 11'460
- Nombre d'heures encore admissible: 7'163 h
- Montage sur l'avion: 12 septembre 1979
- Heures depuis cette date: 211 h
- Cycles depuis cette date: 93

### 1.7 Conditions météorologiques

Le jour de l'accident, les conditions météorologiques régnant à l'aéroport d'Athènes étaient les suivantes:

#### a) Situation météorologique générale

Le matin du 7 octobre 1979, le temps était nuageux avec la base des alto-cumulus se situant à 9'000 pieds environ, sans autre phénomène météorologique. A partir de 8h30, des cumulus ont commencé de se développer, leur base étant à 4'000 pieds; dès 10h00, on a observé un cumulonimbus. Un orage (avec tonnerre et éclairs) s'est manifesté à partir de 13h30 et a duré jusqu'à 15h00. De très fortes pluies sont tombées entre 14h10 et 14h20. Après 15 heures, on observait encore des cumulonimbus à proximité de l'aéroport. Une légère pluie a commencé à 19h20 et a duré jusqu'à 20h30. Au début, les vents étaient faibles (jusqu'à 6 noeuds), puis ils ont progressivement fraîchi en provenance de l'est, avec des rafales atteignant 30 noeuds, pour faiblir à partir de 19 h.

La visibilité était généralement supérieure à dix kilomètres, diminuant toutefois dans les fortes averses.

#### b) Situation au moment de l'accident (2016 h)

Le METAR (message d'observation météorologique régulière pour l'aviation) le plus rapproché du moment de l'accident est celui émis

dès 2020 h (les observations ayant été effectuées entre 2015 h et 2018 h, c'est-à-dire exactement pendant l'atterrissage); ses indications étaient les suivantes:

Vent: 090<sup>0</sup> / 17 kt  
Visibilité: 7 kilomètres  
Phénomènes météorolog.: légère pluie  
Nuages: 1/8 Cb avec base à 2'000 pieds  
2/8 Cu avec base à 2'500 pieds  
5/8 Sc avec base à 3'000 pieds  
8/8 As avec base à 9'000 pieds  
Temp. et point de rosée: 18<sup>0</sup>C / 15<sup>0</sup>C  
Pression atmosphérique: 1'020 mbar QNH

#### Averses

Il ressort des observations de la station météorologique de l'aéroport d'Athènes et du diagramme enregistré par son pluviomètre les intensités suivantes:

1330-1410 h:	très faible pluie	(hauteur mesurée: 0 mm)
1410-1420 h:	très forte pluie	(5.8 mm)
1420-1430 h:	pluie modérée	(0.3 mm)
1430-1500 h:	très faible pluie	(0 mm)
1500-1920 h:	pas de pluie	
1920-2000 h:	faible pluie	(0.1 mm)
2000-2015 h:	faible à modérée	(0.3 mm)
2015-2030 h:	très faible pluie	(0 mm)

#### Vent

Pendant une période de 5 minutes au moment de l'accident, les variations suivantes de vent furent notées:

Selon le diagramme de l'anémographe (le point de mesure est situé dans la zone de la prise de contact des roues avec la piste 33R) la direction du vent était entre 50<sup>0</sup> et 110<sup>0</sup> et la vitesse entre 8 Kts et 19 Kts.

Parallèlement aux informations précédentes il y a aussi des rapports de pilotes qui ont posé sur l'aéroport d'Athènes le jour de l'accident, et qui ont reçu les mêmes informations concernant le vent que celles transmises au vol SR 316 (vol SR 352, KL 811, BE 200, QF 006 et SR 340). Les informations démontrent que le vent effectif dans le secteur de la finale et de la zone de la prise de contact des roues avec la piste 15L, ne correspondait pas aux informations transmises par le tour de contrôle aux avions qui atterrissaient.

c) Vent dans l'approche finale pour la piste 15 L

Comme le montre l'anémographe dont le capteur est situé près de l'aire de toucher des roues de la piste 33 R, le vent a varié au cours de l'atterrissage:

- Direction: 050° - 110°
- Force: 8 - 19 noeuds
- Les variations du vent avant et après l'accident présentent pour un certain temps des variations de même amplitude.
- D'autres équipages ayant atterri à Athènes le jour de l'accident et reçu de la tour de contrôle les mêmes indications quant au vent que le vol SR 316 témoignent que le vent qu'ils ont rencontré en court finale pour la piste 15 L ne correspondaient pas aux indications de la tour.
- A 1951 h, soit 25 minutes avant l'arrivée du vol SR 316, le vol KL 811 - un Boeing 747 - a atterri sur la piste 15 L. L'enregistrement de son DFDR (Digital Flight Data Recorder = enregistreur digital des paramètres de vol) permet de reconstituer la situation régnant en approche finale et à l'atterrissage:

- A une altitude de 480 pieds, 12 secondes avant que l'avion sorte du virage pour s'aligner sur l'axe de la piste, le vent de face a tourné en vent de dos.
- La composante de vent de dos variait entre 0 et 5 noeuds.
- Au moment de l'accident, il n'y avait pas d'anémomètre installé à proximité du seuil de piste 15 L.

Les différences relevées entre les conditions de vent régnant près du seuil de piste 33 R et celles du seuil 15 L sont dues à la topographie sous l'approche finale de la piste 15 L.

## 1.8 Aides à la navigation

Toutes les aides à la navigation fonctionnaient normalement et elles n'ont joué aucun rôle dans le déroulement de l'accident.

## 1.9 Télécommunications

Aucune difficulté n'a été rencontrée dans les communications entre l'équipage et la tour de contrôle.

## 1.10 Installations d'aérodrome (Annexe 1)

### 1.10.1 Informations générales

L'aéroport d'Athènes est un aéroport international et comporte deux pistes parallèles, qui ne sont toutefois pas utilisées simultanément, et une piste plus courte coupant les deux autres.

### 1.10.2 Piste 15 L / 33 R

La piste 15 L / 33 R présente une longueur maximale de 3'500 mètres et une largeur de 60 mètres.

Longueur disponible:

Piste 15 L

Décollage: 3'350 m

Atterrissage: 2'980 m

Piste 33 R

Décollage: 3'500 m

Atterrissage: 3'350 m

Pour la mesure de l'efficacité du freinage, la piste 15 L est divisée en trois tronçons de 840 m, 1'290 m et 840 m.

Aire de sécurité d'extrémité de piste (Overrun Area) 15 L:

- béton asphalté, longueur 64 m.

La surface de la piste est asphaltée, à l'exception de 300 m au début de la piste et de la fin de la piste, qui sont bétonnés.

Pente moyenne: + 1.2 %; résistance: 100 LCN (Load Classification Number = numéro de classification de charge).

### 1.10.3 Coefficient de frottement de la piste

- L'équipement de mesure du coefficient de frottement de la piste utilisé à l'aéroport d'Athènes est du type MLu - Meter, modèle ANS 123 Remote Wheel Position Change, agréé par l'OACI (Organisation de l'aviation civile internationale).

- Le 7 octobre à 1410 h, au moment des averses, il a été procédé à des mesures du coefficient de frottement de la piste 33 R:

1er tronçon (840 m):	$\mu = 0.33$ (faible)
2e tronçon (1'290 m):	$\mu = 0.46$ (moyen)
3e tronçon (840 m):	$\mu = 0.47$ (moyen)

L'accident du vol SR 316 s'est produit à 2016 h.

- Il résulte des témoignages des pilotes ayant atterri avant l'accident que l'efficacité du freinage était moyenne à faible:

- OA 734 (Boeing 720), atterrissage à 2000 h
- OA 915 (Airbus A-300), atterrissage à 2010 h
- OA 607 (Boeing 707), atterrissage à 2015 h.

- Au moment de l'accident, la piste était humide. Il n'y avait pas de flaques d'eau.

- A 2236 h, un DC-8 - 62 de Finnair assurant le vol OY 1719 s'est posé. Selon son commandant de bord, l'efficacité du freinage était "très faible à nulle".

- On sait que sur toute la longueur des dépôts de caoutchouc correspondant à la zone de toucher des roues de la piste 33 R, soit sur une longueur de 700 m environ, la rugosité de la piste est plus faible que sur le reste de la piste. Les dépôts de caoutchouc étaient relativement peu importants. Le dernier nettoyage datait de mars-avril 1979. Les résultats de la mesure du coefficient de frottement ne permettent qu'une estimation grossière des caractéristiques de l'adhérence de la piste. Pour une analyse quantitative de l'efficacité du freinage, il aurait été nécessaire de recourir au système d'étalonnage de la NASA.

Il n'a toutefois pas été procédé à un tel étalonnage.

### 1.10.4 Balisage lumineux de l'axe de la piste 15L

- Balisage lumineux de l'axe de la piste au moment de l'atterrissage:

- Feux blancs jusqu'à 150 m de l'extrémité de piste
- Feux rouges dans les 150 derniers mètres

#### Note:

Selon l'Annexe 14 de l'OACI, para. 5.3.14,7, le balisage lumineux de l'axe de piste doit présenter les caractéristiques suivantes:



### Caractéristiques

5.3.14.7. Les feux d'axe de piste seront des feux fixes de couleur blanc variable entre le seuil et un point situé à 900 m (3000 pieds) de l'extrémité aval de la piste, de couleurs alternées rouge et blanc variable entre 900 m (3000 pieds) et 300 m (1000 pieds) et l'extrémité aval de la piste; toutefois:

- a) lorsque les feux d'axe de piste sont espacés de 7,5 m (25 pieds), des paires de feux de couleurs alternées rouge et blanc variable seront utilisées entre 900 m (3000 pieds) et 300 m (1000 pieds) de l'extrémité aval de la piste;
- b) sur les pistes de moins de 1800 m (6000 pieds) de long, les feux de couleurs alternées rouge et blanc variable s'étendront du point médian de la partie de la piste utilisable pour l'atterrissage jusqu'à 300 m (1000 pieds) de l'extrémité aval de la piste.

Note: Le circuit électrique doit être conçu de manière qu'une panne partielle n'entraîne pas d'indication erronée de la longueur de piste restante.

La piste 15 L n'étant aucunement une piste pour approche de précision, la présence d'un balisage lumineux n'est pas soumise à une obligation ni à une recommandation de l'OACI (Annexe 14, para. 5.3.14.1). Toutefois, les caractéristiques exposées ci-dessus sont considérées en elles-mêmes comme définition d'un balisage lumineux d'axe de piste.

La différence entre le balisage lumineux de l'axe de la piste 15 L et les normes OACI n'est pas mentionnée dans l'AIP Grèce (Aeronautical Information Publication = publication d'information aéronautique).

#### 1.10.5 Marquage de la zone de toucher des roues

Le marquage de la zone de toucher des roues existait au moment de l'accident. Le contraste marquage-piste était faible.

#### 1.10.6 VASI

Un VASI (Visual Approach Slope Indicator = indicateur visuel de pente d'approche) était installé sur la piste 15 L. Angle d'approche: 2.75 / 3°.

#### 1.10.7 Anémomètre

Les indications sur le vent dont disposait le contrôleur du trafic aérien étaient transmises par l'anémomètre situé sur la droite du seuil de piste 33 R. Une manche à air éclairée était installée au même endroit.

#### 1.10.8 Services médicaux

Un centre médical équipé pour presque toutes les spécialités est installé dans la partie ouest de l'aéroport. Il est ouvert le matin et le reste de la journée, un pathologiste et un chirurgien sont à disposition.

Une station de premiers secours, dirigée par un pathologiste, est ouverte 24 heures par jour dans la partie est de l'aéroport.

Une ambulance entièrement équipée est stationnée avec son personnel dans la partie est de l'aéroport. De plus, trois autres ambulances, non équipées et sans personnel, sont également disponibles.

#### 1.11 Enregistreurs de vol

a) L'avion était équipé d'un Flight Data Recorder (FDR = enregistreur de paramètres de vol) et d'un Cockpit Voice Recorder (CVR = enregistreur de conversations de cockpit). Ces enregistreurs ont été récupérés intacts dans l'épave de l'avion. Le dépouillement des enregistrements a été effectué par le NTSB aux Etats-Unis, à Washington.

Le CVR est un Sunstrand Type AU 557B. Pour le dépouillement, voir l'Annexe 2.

Le FDR est un Sunstrand Type FA 542, No de série 1'158. Pour le dépouillement, voir l'Annexe 3.

b) - L'évolution de la vitesse de l'avion lorsqu'il se trouvait en base peut être considérée comme normale. Dès que l'avion est sorti de virage et s'est aligné dans l'axe de la piste, la vitesse s'est accrue immédiatement de 10 à 15 noeuds.

Une évolution semblable de la vitesse a été observée lors du dépouillement du FDR du vol OA 607, un Boeing 707.

L'enregistrement de la vitesse du SR 316 ne correspond pas à la réalité pour la zone du toucher des roues. La diminution de vitesse, en configuration d'atterrissage, enregistrée comme étant de 160 à 120 noeuds au moment où s'est posé l'avion, correspondrait à une décélération de 2.85 noeuds par seconde, ce qui se situe bien au-dessus de la valeur normale de 1.5 noeuds par seconde pour une pente d'approche de 2.5°.

En conséquence, la vitesse au moment où l'avion s'est posé était bien plus élevée que les 120 noeuds enregistrés par le FDR.

Le constructeur de l'avion a calculé la vitesse au moment où l'avion a pris contact avec le sol (voir 1.16.2).

#### Accélération verticale (VACC)

Le moment où l'avion s'est posé est clairement défini par l'enregistrement du FDR. Les valeurs de VACC augmentent sensiblement 26 secondes environ après le contact avec la piste. Ce changement remarquable coïncide avec l'exclamation du commandant: "Ja genau" (allemand = oui, exactement), enregistrée par le CVR.

Selon l'enregistrement FRD du vol OY 1719, un DC-8 - 62 qui a atterri à 2236 h dans des conditions pratiquement identiques à celles rencontrées par le SR 316, on note une différence marquée dans l'évolution de VACC après le toucher des roues.

La déposition du commandant de bord du vol OY 1719 montre à l'évidence que la freinage sur les roues a commencé immédiatement après que l'avion se soit posé.

Le commandant du SR 316 indique que le freinage n'a commencé que plus tard, après un contrôle initial de l'efficacité du freinage. En comparant l'évolution de VACC (le capteur en est situé dans le logement du train principal gauche) et en tenant compte des deux dépositions, on peut admettre que le commandant du SR 316 n'a freiné à fond sur les roues que 26 secondes après le contact avec la piste.

#### Evolution du cap

Environ 24 secondes après le toucher des roues, on note un changement sensible du cap de l'avion. Le début de ce changement coïncide à peu près avec l'actionnement des freins de roues. L'analyse spectrale de l'enregistrement du CVR montre pour cette phase des bruits indéfinissables (inversion des moteurs 1 et 4), 22 secondes environ après le bruit de l'inversion de poussée des réacteurs Nos 2 et 3.

### 1.12 Constatations sur les lieux et sur l'épave

#### 1.12.1 Trajectoire de l'avion et impact (Annexes 4 et 5)

- Les traces de la roue de proue de l'avion deviennent visibles 25.8 m avant l'extrémité de piste, 4 m sur la gauche de l'axe de celle-ci.

Les traces du train principales (droit et gauche) sont visibles devant la fin de la piste.

A cet endroit, le train principal droit se trouvait presque sur l'axe de la piste.

L'avion pivotait sur la gauche tout en dérapant vers sa droite.

A la fin de l'aire de sécurité d'extrémité de piste (64 m après la fin de cette dernière), la trace de la roue de proue a été relevée environ 20 m à gauche de l'axe prolongé de la piste. A la fin de

la zone de sécurité, une légère trace d'impact de la queue de l'avion était visible entre les traces de la roue de proue et celles du train principal droit.

- Un talus d'une pente approximative de 30% suit l'Overrun Area et descend vers un terrain situé à 4 m environ en contrebas.

A 7.7 m (mesurés horizontalement) de l'Overrun Area, la clôture de l'aéroport croise à angle droit l'axe prolongé de la piste. Le sommet de la clôture se trouve environ 35 cm en-dessous du niveau de l'Overrun Area.

17.3 m plus loin que la clôture, une route bituminée, d'une largeur de 8.5 m, traverse à peu près à angle droit l'axe prolongé de la piste. De l'autre côté de la route, on trouve un terrain accidenté et surélevé de 50 cm.

- Au moment où l'avion a dépassé l'Overrun Area, les deux réacteurs gauches (Nos 1 et 2) n'ont pas touché le sommet de la clôture, 35 cm en contrebas. Il n'a pas été possible d'établir si les réacteurs droits (Nos 3 et 4) ont touché la clôture. Cette dernière a été arrachée surtout par le train d'atterrissage principal.

Le premier impact s'est très probablement produit alors que le train avant atteignait la route.

Le second impact doit avoir eu lieu au moment où la partie arrière de l'avion a heurté le bord de l'Overrun Area. A peu près en même temps, la roue de proue a été arrachée sous l'effet du choc avec le terrain surélevé de 50 cm. Le train principal a heurté le sol entre le talus et la route. L'avion a continué de glisser pour finir par s'arrêter avec la queue à 12.5 m du début du talus, soit 76.5 m au delà de la fin de la piste.

#### 1.12.2 Constatations sur l'épave

- L'avion a été détruit d'une part par l'impact violent à proximité de la route et d'autre part par l'incendie qui a suivi.

#### Dommmages dus au feu

- Cabine et cockpit
- Aile gauche entre le fuselage et le réacteur No 2 (partiellement)
- Aile droite du fuselage au moteur intérieur No 3

#### Dommmages dus à l'impact

- L'aile gauches'est rompue devant le réacteur No 1.
- Le fuselage s'est cassé devant l'empennage vertical.
- La roue de proue a été pliée vers l'arrière.
- Les deux trains d'atterrissage principaux ont été arrachés de la structure de l'aile avec des débris du longeron arrière, pliés vers l'arrière et tordus de 90° pour le train gauche et de 180° environ pour le train droit.

- L'entraînement de la commande de l'empennage de profondeur (stabilo) s'est rompu au-dessus de l'entraînement (rupture statique sous une surcharge).

#### Autres constatations

- Position du stabilo: environ  $5.5^{\circ}$  nez haut

#### Volets d'atterrissage

- Le volet d'atterrissage extérieur gauche, intact, était abaissé approximativement de  $15^{\circ}$ .
- Le volet d'atterrissage gauche intérieur ainsi que les deux volets droits étaient détruits par le feu et leur position n'a pas pu être reconstituée.
- Les vérins d'entraînement extérieurs et intérieurs ont été retrouvés dans des positions différentes.
- Les vérins d'entraînement intérieurs gauche et droit ont été retrouvés dans la même position. La distance entre le corps du cylindre et le milieu du piston était de 280 mm. Des mesures comparatives relevées sur le même type d'avion ont permis de constater que cette position correspond à  $30^{\circ}$  de volets environ.  
Les volets entièrement braqués correspondent à une valeur de 300 mm ( $50^{\circ}$  de volets).
- La position du sélecteur des volets dans le cockpit n'a pas pu être déterminée, en raison du degré de destruction.

#### Spoilers

- Aile gauche: les spoilers utilisés en vol - Flight spoilers - étaient partiellement détruits; leurs positions étaient les suivantes:
  - Position 1 rentré, position 2 rentré, position 3 rentré.
- Les spoilers utilisés au sol - Ground Spoilers - et leur mécanisme de commande étaient trop endommagés pour fournir des indices sur leur position.
- Aile droite: les deux groupes de spoilers et leurs mécanismes de commande étaient trop endommagés pour livrer un indice sur leur position.
- Les spoilers ont été sortis automatiquement au moment où les roues ont touché le sol. Le bruit de cette sortie automatique est clairement audible sur l'enregistrement du CVR.

#### Slots (becs à fente sur le bord d'attaque)

- Les slots de l'aile gauche étaient ouverts. Le degré de destruction de ceux de l'aile droite empêche toute constatation sur leur position.

### Inverseurs de poussée

Les inverseurs de poussée des quatre réacteurs étaient sortis. L'étendue des dégâts n'a pas permis de déterminer la position de leurs leviers de commande.

#### 1.13 Informations médicales

Les rapports d'autopsie établissent que la mort de 14 passagers est due exclusivement à des brûlures du troisième degré sur tout le corps.

Onze passagers ont subi des blessures légères lors de l'évacuation de l'avion.

#### 1.14 Incendie

Immédiatement après que l'avion ait dépassé la piste et se soit immobilisé hors de l'enceinte de l'aéroport sur une route traversant à peu près à angle droit l'axe prolongé de la piste, un incendie s'est déclaré sur la partie droite du milieu du fuselage; en effet, lorsque le train principal a été plié de 180° sous le choc, les réservoirs de carburant de l'aile droite ont été éventrés. Le carburant s'en est écoulé et le feu s'est propagé non seulement à l'avion, mais aussi à la route sur la droite de ce dernier.

L'alarme a été donnée par la tour de contrôle à 2016 h avant que le pilote annonce à cette dernière l'incendie et demande de l'aide, car le contrôleur de service avait immédiatement remarqué que l'avion dépassait la piste puis observé l'incendie qui s'en était suivi. En même temps le feu a été aussi remarqué par un pompier en service.

Aussitôt l'alarme donnée, six véhicules de lutte contre l'incendie avec un équipage de 14 hommes se sont rendus sur les lieux de l'accident en empruntant la voie de roulage est.

Deux minutes et demie plus tard environ, la brigade du feu a atteint le lieu de l'accident et trois des véhicules équipés de lances ont commencé à attaquer l'incendie à partir du haut du talus. Entre-temps, trois véhicules de pompiers de la base américaine étaient également arrivés sur les lieux; après avoir tiré des conduites, leurs équipages ont commencé à combattre le feu à l'arrière et sur la droite de l'avion, tandis que leurs collègues grecs s'occupaient du côté gauche, d'où sortaient encore des passagers.

Alors que l'incendie commençait à être sous contrôle, quelques petites détonations se faisaient entendre, provenant probablement de bouteilles d'oxygène, et le feu s'est alors étendu à tout l'avion.

Dès l'arrivée des pompiers de la base américaine, l'un des véhicules grecs de lutte contre l'incendie a franchi le portail sud de l'aéroport et a atteint l'avion par le côté gauche. Il faut relever que l'accès par la droite était impossible, car ce dernier obstruait la route ainsi que les deux chemins praticables de part et d'autre de celle-ci.

Entre-temps, d'autres véhicules du corps local des pompiers étaient arrivés et le feu était combattu de toutes les directions.

Peu avant, d'autres véhicules du service de lutte contre l'incendie de l'aéroport avaient franchi le portail sud et rejoint le premier véhicule pour appuyer ses efforts.

L'incendie a été maîtrisé à 2050 h pour être finalement éteint à 2215 h.

Au total, ce sont 20 véhicules de lutte contre le feu et 75 pompiers qui ont pris part à ces opérations. Parmi ces véhicules, ceux appartenant à l'administration de l'aéroport étaient équipés de mousse correspondant aux normes américaines, consistant en des protéines hydrolisées et contenant des agents stabilisateurs de mousse, des ferrates et des agents protecteurs similaires. Les véhicules des pompiers de la base américaine étaient équipés de façon adéquate.

#### 1.15 Survie

Le type d'avion DC-8 - 62 possède 4 portes de sortie, dont deux à l'avant et deux à l'arrière, 4 issues de secours au-dessus des ailes et 2 fenêtres coulissantes dans le cockpit.

140 personnes parmi les 154 occupants de l'avion, y compris l'équipage, ont survécu alors que 14 passagers ont été brûlés dans l'avion.

Selon les déclarations de l'équipage et des passagers, l'évacuation s'est déroulée de la façon suivante:

- Le commandant de bord a quitté l'avion par la fenêtre du cockpit
- Environ 120 à 130 passagers sont sortis par la porte avant gauche.

L'incendie s'est déclaré immédiatement après l'immobilisation de l'avion; ni les portes de sortie ni les issues de secours du côté droit n'ont donc pu être utilisées. Il en a été de même pour les issues de secours au-dessus de l'aile gauche, car, selon les déclarations du personnel de cabine, le feu s'est également déclaré immédiatement sur l'aile gauche.

Dès l'immobilisation de l'avion, l'équipage a ouvert les portes avant et arrière gauches. La porte avant s'est ouverte normalement et le toboggan s'est déployé rapidement.

La porte arrière gauche s'est ouverte avec quelques difficultés, probablement à cause de déformations, causant un certain délai, alors que le toboggan n'a pas fonctionné du tout. L'équipage a donné les instructions pour une évacuation rapide et les passagers ont quitté normalement l'avion.

Une certaine confusion est résultée de l'accumulation de passagers vers la porte arrière gauche, en raison du délai jusqu'à son

ouverture; comme une fumée plus dense régnait à l'arrière de la cabine, faute de courant d'air, il s'est produit un certain va-et-vient de passagers.

Le flot des passagers s'est enfin dirigé vers l'avant. Le toboggan de la porte avant a cédé après que 40 à 50 passagers l'aient utilisé et les suivants ont dû sauter d'une hauteur de 1.70 m, aidés par l'équipage. Il en est résulté de légères blessures pour onze passagers, non seulement à cause de la hauteur, mais aussi du fait qu'ils sautaient les uns sur les autres.

La durée estimée de l'évacuation est comprise entre 3.30 et 4.30 min.

Deux sauveteurs, arrivés sur les lieux avec les pompiers et équipés de combinaisons ignifugées ainsi que de masques anti-fumée, ne sont pas intervenus. Selon le témoignage de l'un d'eux, il n'est pas entré dans l'avion, faute d'ordre à ce sujet.

Selon leurs dépositions, le chef des pompiers grecs et son collègue américain n'ont pas donné d'ordre dans ce sens, car l'avion était entièrement en flammes et l'équipe de sauvetage était hors de portée des lances.

Selon sa déposition, le copilote est retourné dans l'avion lorsqu'il n'a plus vu de passagers sortir. Il avait l'intention de regarder s'il y restait encore des passagers, mais il n'a rien pu y voir, à cause de la fumée.

Comme l'indiquent les témoignages et les cartes d'embarquement de Swissair, les 14 passagers décédés étaient assis à l'arrière de l'avion, entre la 21e et la 26e rangée. Il semble que pour des raisons impossibles à vérifier ces passagers n'aient pas tenté - du moins pas avec assez de persévérance - de quitter l'avion, considérant que l'évacuation par la porte arrière était terminée, comme mentionné par le personnel de cabine.

Toutefois, le fait que les cadavres ont été retrouvés dans une zone bien délimitée de la cabine, et spécialement que 5 des 6 occupants de la 25e rangée sont morts, donne lieu à des doutes et à des hypothèses selon lesquelles ces passagers auraient été bloqués, probablement par la déformation de cette zone de la cabine. Cela reste difficile à prouver, car de nombreux passagers ont traversé cette zone et aucun d'eux n'a mentionné avoir rencontré des difficultés à le faire.

En toute probabilité on peut admettre que tous les passagers avaient la possibilité de quitter leur siège et de sortir de l'avion.

La confusion créée par des malentendus près de la porte arrière et le va-et-vient qui s'en est suivi a causé une exposition trop longue des passagers à la fumée, de sorte que ceux-ci ont absorbé des gaz toxiques provoquant une perte de connaissance et les empêchant de quitter l'avion.

L'autopsie a établi que le décès des 14 passagers est dû à des brûlures du troisième degré sur tout le corps.



## 1.16 Essais et recherches

### 1.16.1 Eléments de l'avion

- Les pièces suivantes ont été contrôlées par Olympic Airways:
  - Les disques des freins de roues étaient en bon état. Les dimensions de tous les disques étaient dans la limite des tolérances prescrites.
  - Les freins du train principal gauche 1 - 2 - 3 - 4 ont été contrôlés sous pression. Ils fonctionnaient normalement.
  - Les freins du train principal droit 5 - 6 - 7 - 8 n'ont pas pu être contrôlés sous pression, les joints d'étanchéité ayant été détruits par le feu.

#### Commande de la roue de proue

- La soupape de commande de la roue de proue a été contrôlée et son fonctionnement trouvé normal.

### 1.16.2 Calcul des performances d'atterrissage

- Le constructeur de l'avion, McDonnell-Douglas, a effectué des calculs de performances d'atterrissage basés sur les enregistrements du FDR et du CVR ainsi que sur les témoignages de l'équipage (voir Annexe 6).

### 1.16.3 Position des volets d'atterrissage lors de l'accident

- La position des vérins d'entraînement des volets intérieurs droit et gauche indique une position des volets de 30°. La question se pose de savoir si les volets étaient abaissés à 35° ou à 50° - entièrement braqués - lors de l'accident.

#### Aspects opérationnels

Vu sous cet angle, la procédure parle évidemment en faveur de la position entièrement sortie (50°).

Lorsque le contrôleur du trafic aérien communique au vol SR 316 l'efficacité du freinage, dont le commandant donne quittance, le copilote demande en même temps "Full Flaps final check - 3 greens" (soit volets sortis à fond).

Environ 5 secondes plus tard, sans donner une quittance séparée pour la position demandée des volets, le commandant annonce: "Contrôle final terminé", puis le mécanicien navigant confirme: "Tout est prêt pour l'atterrissage".

Il en résulte à l'évidence que les volets étaient en position 50°.

#### Aspects techniques

L'indice suivant parle pour une position de 35°:

- Les deux vérins d'entraînement intérieurs ont été trouvés dans la même position, bien que l'un d'eux ait été trouvé isolé sur le sol, alors que l'autre était toujours raccordé à son support et aux câbles de commande.

Les indices suivants font pencher pour une position de  $50^{\circ}$  :

- Le bord de fuite des volets intérieurs se situe environ à 0.90 m en dessous du bas du fuselage lorsque les volets sont braqués à  $50^{\circ}$  (contre 0.60 m pour  $35^{\circ}$ ).

Une fois les deux trains d'atterrissage principaux arrachés, avec des éléments de la structure de l'aile, les volets intérieurs ont heurté la route asphaltée, relativement plane, et subi des charges importantes.

Le système de commande des volets comporte une soupape de décharge destinée à éviter les surcharges sur les volets, de sorte que ces derniers peuvent être rentrés par l'effet d'une charge extérieure.

En outre, il faut admettre que le système hydraulique, utilisé pour la commande des volets, a très probablement été endommagé lorsque les trains d'atterrissage principaux ont été arrachés, ce qui permettait une rétraction partielle des volets sous l'effet d'une force extérieure.

- Compte tenu de ce qui précède, il est raisonnable d'admettre que les volets ont été partiellement rentrés de force de la position  $50^{\circ}$  à la position  $30^{\circ}$  environ.

#### 1.16.4 Longueur de piste nécessaire

- Données:

- Poids à l'atterrissage: environ 107 tonnes
- Informations sur le vent données par la tour:  $090^{\circ}/12$  kt
- Composante de vent de face: environ 5 kt

Longueur de piste nécessaire (piste sèche)

- environ 1'820 m

Longueur de piste nécessaire (piste mouillée)

- Pour piste sèche env. 1'820 m
- Correction piste mouillée 300 m
- Correction pour 5 kt vent 100 m

---

2'220 m

- Longueur de piste disponible: 2'980 m

Longueur de piste nécessaire pour état de surface moyen à mauvais

- Pour piste sèche env. 1'820 m
- Correction état piste 600 m
- Correction pour 5 kt vent 100 m

---

2'520 m

## 1.17 Autres informations

### 1.17.1 Procédures Swissair

- Flight Operation Manual (FOM)
- Inflight Procedures 2.4.8

#### 376. Utilisation du VASI

Lorsqu'un VASI standard est en service et clairement visible pour les pilotes, il doit être considéré comme définissant une trajectoire d'approche sûre jusqu'à 200 pieds, respectivement 500 pieds (voir RM (Route Manual = manuel de route). Si l'on suit le VASI plus bas, l'avion peut se trouver trop haut ou trop bas lors du franchissement du seuil de piste, à cause des différences de hauteur de l'oeil au-dessus des roues. C'est pourquoi il est important pour les pilotes de connaître les particularités de leur avion. Tout écart par rapport au VASI survenant à plus de 200 pieds, respectivement 500 pieds, doit être considéré comme une déviation par rapport à la pente idéale.

#### 452. Stabilisation de l'avion

En VMC (Visual Meteorological Conditions = conditions de vol à vue), il est recommandé de finir de stabiliser l'approche lorsque l'on passe à 1'000 pieds/sol. Toutefois, l'avion doit être stabilisé lorsque l'on passe 500 pieds/sol au plus tard.

#### - 2.4.8 Procédures en vol

Pour disposer d'une longueur de piste maximale, on peut franchir un seuil de piste décalé légèrement plus bas que normalement, si des conditions favorables le permettent, par exemple conditions météorologiques meilleures que le minimum, absence d'obstacles, pas de problèmes de bruit, etc. Cet écart par rapport aux procédures standard n'est toutefois autorisé que lorsque cela est indiqué dans le RM.

#### - 230. Toucher des roues

Le point de contact désiré se situe à une distance comprise entre 300 et 600 m à compter du seuil de piste. Un marquage correspondant, la position des barres du VASI ou des balises lumineuses de l'aire de toucher des roues constituent une aide précieuse pour viser le point correct à 300 m.

- 231. S'il n'est pas possible de se poser dans les limites de l'aire de toucher des roues désirée, une remise des gaz doit normalement être entreprise en tenant compte de la longueur de piste restante. La mise en régime des réacteurs, la vitesse de l'avion et l'angle d'attaque doivent être pris en considération avec précaution.

- . 253. Aucun effort ne doit être négligé pour atterrir dans l'axe de la piste, afin de disposer de la meilleure marge de correction

en cas de difficultés d'alignement après que l'avion se soit posé.

- 240. Roulage à l'atterrissage

- 241. Utilisation de l'inversion de poussée

Le système d'inversion de poussée, lorsqu'il est disponible, devrait être utilisé à chaque atterrissage, au moins en position d'inversion de poussée au ralenti, afin d'éliminer toute poussée résiduelle vers l'avant et pour être préparé à toute situation imprévue.

La poussée inversée ne doit être utilisée que lorsque l'avion se trouve en roulage rectiligne après l'atterrissage et doit être appliquée symétriquement. La poussée inversée ne devrait être utilisée au maximum que lorsque cela s'avère nécessaire dans l'intérêt de la sécurité. Il convient d'être prudent lors de l'utilisation de l'inversion assymétrique (p. ex. atterrissage avec réacteurs(s) hors service).

- 242. Utilisation des freins de roues

La procédure standard se base sur un contact normal avec la piste (distance, vitesse, configuration, etc); elle est recommandée pour des pistes sèches, mouillées ou contaminées (c'est-à-dire dont l'état de surface est très défavorable).

Après le toucher des roues, retarder l'utilisation des freins autant que cela est compatible avec les facteurs suivants:

- Longueur de piste disponible
- Etat de la piste
- Poids à l'atterrissage
- Composante de vent
- Utilisation de l'inversion de poussée

Pour les procédures détaillées, se référer à l'AFM (Aircraft Flight Manual = manuel de vol de l'avion).

- 3.7.1 Opérations par mauvais état de la piste ou conditions météorologiques défavorables

- 600. Approche et atterrissage

- 610. Généralités

- 611. Le recours à la procédure d'approche contrôlée conformément à l'AFM et au FOM 2.4.8 respectifs est recommandée.
- 615. Pendant l'approche, une visibilité adéquate vers l'avant doit être assurée par l'utilisation correcte en temps voulu du chauffage du pare-brise, de l'essuie-glace, etc.
- 616. Une grande prudence est de mise après le passage du vol aux instruments au vol à vue, spécialement dans des conditions

météorologiques comme des tourbillons de neige, alors qu'une perte partielle de l'orientation (altitude, cap) est possible.

- 620. Atterrissage et arrêt

- 621. Pour l'atterrissage, on choisira la piste la meilleure pour les conditions existantes. Tous les facteurs et toutes les conditions doivent être pris en considération.

- 622. La largeur de piste libre d'obstacles ne doit normalement pas être inférieure à 30 m/100 pieds.

Si toutefois la largeur traitée (sablée, arrosée, etc) est légèrement inférieure à 30 m/100 pieds, la situation sera évaluée avec prudence par le commandant de bord.

Note: pour la définition de "traitée", voir 425. ci-dessus.

- 623. Les procédures en vol, telles qu'elles sont fixées dans l'AFM applicable, doivent être respectées aussi fidèlement que possible.

Tendre à un toucher des roues marqué environ 1'000 pieds après le début de piste. Dans le cas où une approche non satisfaisante est susceptible de conduire à poser l'avion loin sur la piste, une remise des gaz et une nouvelle approche s'imposent.

- 624. En outre, une attention particulière sera vouée aux points suivants:

- Exécuter une approche finale longue et rectiligne
- Atterrir dans l'axe de la piste
- Utiliser l'inversion de poussée au ralenti aussi tôt que possible après s'être posé et la poussée inversée seulement si l'on n'a pas rencontré de difficulté à contrôler la direction pendant le roulage.
- Décélérer en fonction de la longueur de piste disponible
- Au cas où il serait difficile de maintenir la direction de l'avion pendant le roulage à l'atterrissage, l'utilisation différenciée des freins de roues doit être prise en considération pour recouvrer la possibilité de guider l'avion.

- Aircraft Flight Manual (AFM) (Manuel de vol de l'aéronef)

Approche VMC (Conditions météorologiques de vol à vue), 4 réacteurs

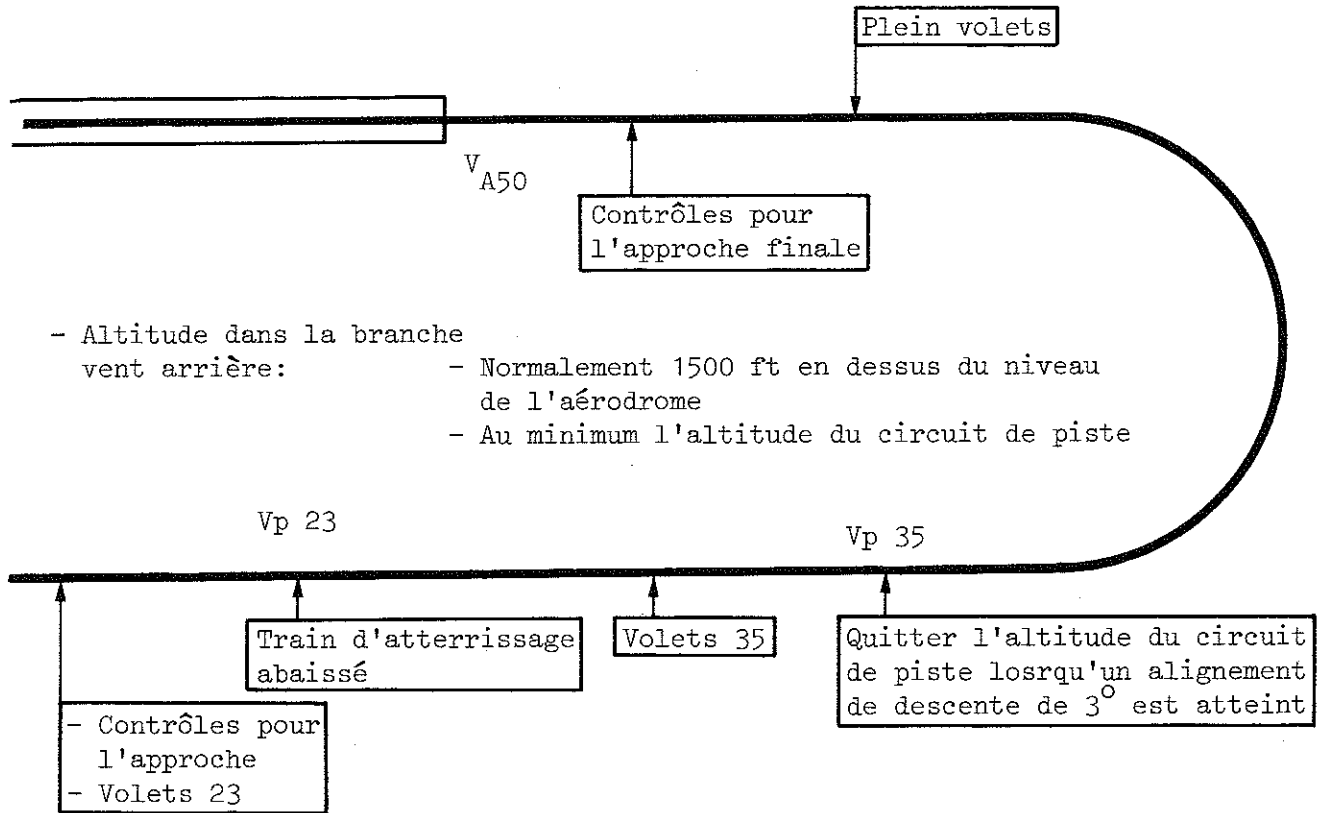


Fig. 4 Approche VMC - 4 réacteurs

Sortir le train d'atterrissage suffisamment tôt pour éviter que fonctionne l'avertisseur de train lorsque l'on abaisse les volets en position 35°.

A partir de 500 ft en dessus du niveau de l'aéroport, l'avion doit être stabilisé sur une trajectoire de vol, vitesse et configuration correcte.

#### - 010 Atterrissage

##### Généralités

- Le point de toucher des roues se situe dans la partie centrale de la piste, à une distance de 300 à 600 m du seuil de piste.
- Lors de l'arrondi, il convient de se souvenir d'éviter de trop tirer, car avec une aile en flèche, il est possible d'atteindre un angle d'attaque critique tout en étant encore en dehors du buffeting précédant le décrochage. L'atterrissage nez haut entraîne des difficultés accrues de contrôle latéral et diminue la garde au sol des nacelles (de 7° d'angle de roulis normalement à 0°).
- La décélération au sol étant trois fois plus grande environ qu'en l'air, il faut éviter de planer au ras de la piste au delà du point d'atterrissage normal. Cette façon de faire épuise une grande partie de la piste encore disponible.

- La distance d'atterrissage augmente de 55 m pour chaque dizaine de pieds excédentaire par rapport à la hauteur visée pour le franchissement du seuil de piste.
  - Abaisser la roue de proue le plus tôt possible
  - Garder le contrôle de la direction à l'aide du gouvernail de direction.
  - Le mécanicien navigant vérifiera que les spoilers se déploient correctement (Ground spoilers). En cas de défaillance, il annoncera "Spoilers" (seulement une fois que la roue de proue sera au sol).
  - En cas de mauvais fonctionnement, le copilote commandera manuellement la sortie des spoilers.
- (3) Atterrissage en cas d'efficacité de freinage inférieure à bonne

L'expérience a montré que les freins de roues ne causent que peu ou pas de décélération lors d'atterrissages sur piste mouillée ou glissante. Pour arrêter en toute sécurité l'avion, la technique suivante est recommandée:

- Exécuter une approche normale avec une vitesse sur seuil de piste et un point d'atterrissage corrects.

Abaisser aussi tôt que possible la roue de proue pour faire sortir les Ground spoilers et rendre rapidement possible le recours aux freins de roues et à l'inversion de poussée.

- (4) Utilisation de l'inverseur de poussée

Il faut ensuite utiliser au moins la poussée inversée au régime de ralenti, pour autant que les conditions techniques le permettent.

Comme l'efficacité de la poussée inversée est supérieure aux vitesses élevées, il est important d'inverser la poussée aussi tôt que possible après s'être normalement posé.

La mise en action de l'inversion de poussée ne doit être retardée que si l'avion rebondit anormalement.

(a) Procédure normale

Lorsque le train principal touche le sol, le pilote assistant enclenche l'inversion de poussée au ralenti.

Dès que la roue de proue est fermement sur le sol, le commandant annonce: "Reverse" ou "My controls - Reverse" si c'est le copilote qui a effectué l'atterrissage.

Sur cet ordre, le copilote doit augmenter le régime des moteurs intérieurs à 1,6 EPR, les moteurs extérieurs restant sur inversion de poussée au ralenti.

A 60 noeuds, le copilote réduit le régime de tous les réacteurs au ralenti.

"Reverse - off" doit être ordonné ou exécuté par le commandant.

(b) Procédures différentes

Le commandant de bord ordonnera des procédures s'écartant de celles mentionnées plus haut si les circonstances l'exigent (p. ex. mesures anti-bruit, état de la piste, détresse, etc).

La prudence est de rigueur dans l'utilisation de l'inversion de poussée lors de forts vents de travers ou d'une efficacité de freinage réduite. La poussée inversée doit alors être augmentée lentement et symétriquement. Réduire au régime de ralenti ou déclencher immédiatement l'inversion de poussée en cas de difficultés à conserver la direction.

Il faut être préparé à affronter le cas d'une poussée asymétrique avec de possibles difficultés pour conserver la direction si la coquille d'un inverseur ne reste pas fermée au moment où la poussée est augmentée.

Sauf en cas d'urgence, il ne faut pas appliquer une poussée à l'inversion supérieure à la poussée maximum continue, sur les réacteurs intérieurs.

Lors de circonstances défavorables telles qu'état critique de la piste, vitesse d'approche élevée ou aquaplaning imprévu, on peut recourir à un régime plus élevé que celui mentionné dans la procédure normale pour les moteurs extérieurs.

Le copilote augmentera le régime des 4 réacteurs à 1.6 EPR dès que le roue de proue sera au sol. Garder ce régime jusqu'à une vitesse indiquée de 100 kt, puis ramener le régime des réacteurs extérieurs au ralenti; à 60 kt, réduire également le régime des réacteurs intérieurs au ralenti.

Aux vitesses inférieures à 90 kt, un régime supérieur à 1.2 EPR en inversion de poussée sur les réacteurs extérieurs provoquera le décrochage (Stall) du compresseur, accompagné de fortes détonations.

(5) Utilisation des freins de roues

(a) Principes du freinage

Il est de la plus haute importance de ne pas freiner sur les roues avant que ces dernières soient sur le sol. Si l'avion rebondit après un premier contact ou qu'il arrive qu'une aile se soulève, p. ex. sous l'effet du vent de travers, il faut immédiatement relâcher les freins, sans quoi les roues seront probablement bloquées lors du contact suivant avec le sol.

L'expérience a montré qu'un freinage faible et continu conduit à des efficacité de freinage différentes sur les roues, avec pour conséquence de grands écarts de température sur les roues d'une même jambe de train.



- (b) La procédure standard se base sur un toucher des roues normal (distance, vitesse, configuration, etc) et est recommandée pour piste sèche, mouillée ou contaminée.

Après s'être posé, retracer l'utilisation des freins autant que le permettent les facteurs suivants:

- Longueur de piste disponible
- Etat de la piste
- Poids d'atterrissage
- Composante de vent
- Utilisation de l'inverseur de poussée

Lorsqu'on a commencé de freiner, appuyer de façon marquée sur les pédales de frein jusqu'à ce que l'on soit descendu à la vitesse de roulage.

- (c) Utilisation maximale des freins

Au cas où les conditions l'exigeraient, l'utilisation maximale des freins est autorisée et recommandée pour un freinage optimal.

#### 1.17.2 Procédures anti-bruit à l'aéroport d'Athènes

- Extrait de l'AIP Grèce (en vigueur au moment de l'accident),  
AGA 2.5.4, paragraphe 2.2:

Les avions en approche pour la piste 15 L - R sont priés de prendre leurs dispositions pour une approche finale courte, sauf en cas d'instructions contraires de la part de la tour de contrôle.

## 2. ANALYSE

### 2.1 Avion

L'équipage n'a fait valoir aucune défectuosité ni défaillance de l'avion au moment de l'accident. L'enquête technique, en particulier le contrôle des systèmes de freinage (freins de roues, inverseurs de poussée) et des roues n'a révélé aucun indice d'une défectuosité antérieure ayant pu contribuer à l'accident ou le causer.

### 2.2 Circuit à vue 15 L

- La procédure utilisée a été normale jusqu'à ce que l'avion sorte du virage dans l'alignement de la piste, à une hauteur de 370 pieds QNH (selon le FDR), lorsque le commandant a annoncé "Vitesse légèrement trop élevée", 23 secondes avant que l'avion se pose (selon CVR).

A ce moment, la vitesse était en train d'augmenter, pour atteindre un maximum de 161 noeuds (vitesse indiquée) après 8 secondes environ, selon le FDR. A peu près 3 secondes avant que soient atteints 161 noeuds, la puissance des moteurs a été réduite de façon marquée.

L'avion doit alors avoir eu une vitesse trop élevée et s'être trouvé au-dessus de la pente d'approche indiquée par le VASI.

- La procédure de Swissair précise que lors d'approches à vue, l'avion doit être stabilisé sur la trajectoire correcte au plus tard à une hauteur de 500 pieds.

Le vol SR 316 ne semble pas s'être conformé à cette procédure.

Les cinq avions qui ont atterri avant et après l'accident ce soir là, dans des conditions météorologiques semblables, ont atteint le cap conduisant à la piste à une altitude comprise entre 300 et 400 pieds.

La procédure anti-bruit publiée, demandant une approche finale courte, induit les pilotes à trop serrer leur approche.

Il est inutile de préciser que dans le monde entier les procédures anti-bruit ne demandent pas à ce que la sécurité des avions soit compromise pour qu'elles puissent être appliquées.

- L'augmentation marquée de la vitesse immédiatement après la sortie du virage conduisant dans l'axe de la piste peut avoir été causée par une influence du vent (rafale verticale due au relief).

Une augmentation similaire de la vitesse a été relevée lors du dépouillement du FDR du vol Olympic OA 607.

### 2.3 Position des volets d'atterrissage en approche finale

Comme il a été relevé sous le point 1.16.3, il n'a pas été possible de déterminer avec certitude la position des volets d'atterrissage. En se basant sur la comparaison des différents faits établis, on peut admettre que les volets étaient avec une probabilité élevée braqués à  $50^{\circ}$ , c'est-à-dire à fond.

### 2.4 Approche finale

- Le vol SR 316 s'est aligné sur l'axe de piste 15 L à une altitude d'environ 370 pieds QNH. Sur la base des enregistrements du FDR et du CVR ainsi que du calcul effectué par McDonnell-Douglas, il est évident que la vitesse (161 kt indiqués) était supérieure à la normale (146 kt) et que l'avion devait se trouver plus haut que la pente d'approche indiquée par le VASI. L'avion n'était stabilisé ni en vitesse ni sur son angle d'approche après être sorti du virage dans l'alignement de la piste.
- Dans ces conditions, il aurait été difficile pour l'équipage de stabiliser son avion jusqu'au seuil de piste, compte tenu des facteurs suivants:
  - Approche finale courte, très proche du seuil de piste décalé, plus haut que la pente du VASI et à vitesse trop élevée
  - Poids d'atterrissage presque à la limite supérieure admissible
  - Coefficient de frottement réduit de la piste (efficacité de freinage moyenne à faible), annoncée à l'équipage.

- Dans ces conditions, une remise des gaz et une nouvelle approche auraient été adéquates. L'équipage n'a toutefois jamais remis en cause la poursuite de l'atterrissage jusqu'à l'arrêt. Pour ce faire, l'équipage aurait eu besoin d'une distance d'atterrissage supérieure à celle qui était disponible, compte tenu des conditions énumérées plus haut. La question reste posée de savoir si l'équipage a prêté suffisamment d'attention à la différence entre les seuils de piste décalés des pistes 15 L (distance disponible 2'980 m) et 33 R (distance disponible 3'350 m).

## 2.5 Point de contact et dépassement de la piste

Des trois cas présentés par Douglas dans l'analyse des performances, seul le troisième permet une corrélation avec l'ensemble de données suivant (Annexe 6a):

- Vitesse lors du toucher des roues; env. 149 kt (vitesse/sol)
- Utilisation des freins à environ 93 kt (vitesse/sol)
- Temps écoulé entre le toucher des roues et le freinage à fond: environ 25 secondes
- Temps écoulé entre le toucher des roues et la sortie de piste: environ 42 secondes
- Vitesse lors de la sortie de piste: environ 45 kt (vitesse/sol)
- Coefficient de freinage:  $\mu$  = environ 0.1

En accord avec ces données, le toucher des roues aurait eu lieu à quelque 870 m après le seuil de piste décalé.

Les paramètres suivants découlent d'une analyse affinée (Annexe 6b):

- Temps du toucher des roues à la sortie de piste: environ 41 sec. (analyse spectrale)
- Temps du toucher des roues au freinage à fond: environ 26 sec. (CVR et FDR du SR 316, FDR du OY 1719, déclarations des deux pilotes)
- Sortie de la piste à  $40 \pm 5$  kt (Annexe 6c).

On peut de ce fait démontrer que les paramètres de cette dernière analyse affinée corroborent le déroulement par rapport au temps des événements, en admettant une vitesse au moment de la prise de contact des roues avec la piste de 150 kts. Le coefficient moyen effectif de freinage  $\mu$ , pendant la phase de freinage avec les roues serait de 0,15 et la distance calculée à laquelle les roues de l'avion ont touché la piste, par rapport au seuil de piste, de 880 m.

## 2.6 Comportement de l'équipage lors du toucher des roues et ensuite

- Selon les déclarations du commandant, l'avion s'est posé presque simultanément avec le train principal et le train avant (presque trois points); cela résulte de l'ordre donné par le commandant: "Pose-le" (CVR), interrompant l'arrondi.
- Après que l'avion se soit posé, l'équipage s'est comporté comme lors d'un atterrissage normal, à l'exception du régime d'inversion de poussée, passé de ralenti à normal, après que l'équipage ait eu connaissance de ce que l'efficacité du freinage sur la piste était moyenne à faible.
- L'équipage était conscient du fait que son avion était proche du poids maximum admissible à l'atterrissage et qu'un avion qui le précédait avait annoncé une efficacité de freinage moyenne à faible. L'équipage doit avoir réalisé qu'il s'était posé relativement long et à une vitesse supérieure à la normale.

Malgré cela et en dépit de la technique de la compagnie (voir 1.17.1) la poussée inversée n'a pas été utilisée au maximum et les freins de roues n'ont été utilisés à fond que 26 secondes environ après que l'avion ait pris contact avec la piste, à une vitesse d'environ 93 noeuds, 500 à 600 m avant l'extrémité de la piste.

- Dans ces circonstances, il est malaisé de comprendre pourquoi l'équipage et en particulier le commandant n'a pas utilisé à fond les systèmes de freinage disponibles (freins de roues et inversion de poussée) dès le toucher des roues. Les facteurs suivants, séparément ou en combinaison, peuvent expliquer la façon d'agir de l'équipage, en particulier du commandant:

- Prise de conscience insuffisante de la dégradation, partiellement rapide, des facteurs primaires tels que:

- Poids d'atterrissage maximum
- Coefficient de frottement de la piste réduit
- Atterrissage relativement long
- Vitesse d'atterrissage élevée
- Longueur de piste réduite par un seuil de piste décalé, différent de la piste 33 R

- La raison pour laquelle le commandant de bord ne s'est servi des freins de roues que tard, environ 26 secondes après le toucher des roues et 500 à 600 m seulement avant la fin de la piste, peut être recherchée dans les points suivants, séparément ou en combinaison:

- Impression d'un atterrissage de routine
- Pratique généralement appliquée par la compagnie pour les atterrissages de routine, en ce qui concerne l'utilisation de l'inversion de poussée et des freins de roues
- Impression d'une piste presque sèche (déposition de l'équipage)
- Impression d'une piste relativement longue
- Impression d'une efficacité de freinage normale, après un premier contrôle (déposition de l'équipage)
- Difficulté accrue de reconnaître la position de l'avion sur la piste dans l'obscurité
- Balisage lumineux de l'axe de piste non conforme aux normes OACI

Note:

Les représentants suisses accrédités professent l'opinion suivante divergente en ce qui concerne l'explication du freinage tardif; en complément du paragraphe précédent du rapport, les représentants suisses déclarent:

- Cette différence de balisage ne pouvait pas être connue de l'équipage, car elle ne figurait pas dans l'AIP Grèce. Le balisage lumineux de l'axe de piste non conforme aux normes a pu donner l'impression pour l'équipage de se trouver à plus grande distance de l'extrémité de piste (900 m au lieu de 150 m).

## 2.7 Possibilités de l'équipage après le toucher des roues

En admettant que l'avion se soit posé dans un secteur de 800 à 900 m après le seuil de piste décalé, à une vitesse/sol de 150 noeuds, il aurait été possible d'arrêter l'avion avant la fin de l'Overrun Area (selon les calculs de McDonnell-Douglas basés sur un coefficient de frottement de 0.1), si les freins de roues avaient été actionnés environ 3 secondes après le toucher des roues (l'inversion de poussée étant utilisée comme l'a fait l'équipage). La valeur relativement faible du coefficient de frottement de la piste admise à 0.1 devait pouvoir être atteinte par l'avion, vu l'état de la piste au moment de l'accident.

## 2.8 Vent en approche finale 15 L

- Les indications de vent transmises à l'équipage en approche finale 15 L étaient mesurées par un anémomètre situé dans la zone de toucher des roues de la piste 33 R.
- Le dépouillement du DFDR du vol KL 811 (Boeing 747) indique que, contrairement au vent de face de  $090^{\circ}$  / 12 kt annoncé par la tour, il y avait une composante de dos de 5 kt à 350 pieds, diminuant à 2 noeuds à 40 pieds.
- La raison de cette différence doit être recherchée dans les conditions topographiques sous l'approche finale 15 L.
- Des indications pertinentes pour le vent en approche finale 15 L ne peuvent être fournies que s'il existait un anémomètre situés à proximité du début de piste.
- A réception des indications de vent reçues de la tour, l'équipage a augmenté sa vitesse d'approche pour un vent de 5 kt, conformément aux procédures de Swissair.

## 2.9 Coefficient de frottement de la piste

- Dans l'aire de toucher des roues de la piste 33 R, on note comme sur tous les aéroports une diminution du coefficient de frottement due aux dépôts de caoutchouc, bien que les dépôts aient été relativement faibles, la piste ayant été nettoyée en mars-avril 1979.

## 2.10 Lutte contre l'incendie

- L'alarme et la sortie des services de sauvetage et de lutte contre l'incendie ont été rapides.

En 3 minutes environ, le service de lutte contre l'incendie était en action à l'extrémité de l'Overrun Area, avant que les derniers passagers aient quitté l'avion par la porte avant gauche.

- La lutte contre l'incendie aurait pu être plus efficace, si les véhicules des pompiers avaient eu libre accès au côté droit de l'avion (foyer principal) et à l'aile gauche. Cela a été possible avec quelques difficultés du côté gauche, mais impossible du côté droit.

- En ce qui concerne l'efficacité de la lutte contre le feu, on peut noter qu'aussi bien l'équipement que les méthodes utilisés étaient corrects. La perte totale de l'avion n'a toutefois pas pu être évitée, pour les raisons suivantes:

- (a) L'incendie s'est déclaré immédiatement après l'immobilisation de l'avion; les réservoirs ayant été éventrés, le carburant qui s'en écoulait a pris feu.
- (b) Au moment de l'accident, 22'000 kg de carburant se trouvaient encore dans les réservoirs de l'avion.
- (c) La lutte contre l'incendie a commencé 3 minutes après que le feu se soit déclaré, alors que l'incendie s'étendait déjà; à cause de la topographie des lieux et de la position de l'avion immobilisé, les premières actions n'ont été possibles que de la limite de l'aéroport et n'atteignaient que la queue de l'avion.

## 2.11 Evacuation et sauvetage

- L'évacuation a duré au minimum 3.30 min et au maximum 4.30 min.
- L'évacuation a commencé de façon indépendante en plusieurs points.
- A la sortie avant, la situation a immédiatement et correctement été évaluée. 120 à 130 passagers ont quitté l'avion par la porte gauche avant. Le fait que le toboggan ait cédé après peu de temps a constitué un handicap, Premièrement parce que chaque passager hésitait avant de sauter d'une hauteur de 1.70 m et secondement parce que certains passagers se sont étalés après avoir sauté et que les suivants leur sont tombés dessus.
- Les malentendus survenus après que l'évacuation par la porte arrière ait commencé ont contribué à ce que cette issue n'ait été utilisée que par un petit nombre de passagers. Retrospectivement, on peut estimer qu'en dépit de certains risques l'évacuation aurait été possible par la porte arrière gauche.
- Le commandant a quitté le cockpit par sa fenêtre coulissante pour aider les passagers qui sautaient l'un sur l'autre par la porte avant. Ce faisant, il a laissé passer l'occasion de vérifier dans la cabine que le dernier passager l'avait apparemment quittée.
- Le copilote est resté dans la partie antérieure de la cabine pour aider les passagers à quitter l'avion  
Lorsqu'aucun passager n'a plus quitté l'avion, il a sauté à terre; après un coup d'oeil sur l'incendie, il est retourné dans l'avion avec l'aide d'un steward pour vérifier qu'il n'y soit plus resté de passagers. A cause de la fumée, il n'a pas pu atteindre que le compartiment de la classe économique.  
Cette action était altruiste, mais n'a pas réussi, faute d'équipement adéquat.
- Les sauveteurs arrivés avec les pompiers alors que des passagers quittaient encore l'avion étaient équipés de combinaisons ignifugées et de masques anti-fumée. Selon le témoignage de l'un d'eux, il n'est pas entré dans l'avion, faute d'ordre à ce sujet. Ni le chef des pompiers

ni son collègue américain n'ont donné un tel ordre, car, selon leurs dires, l'avion était entièrement enveloppé de flammes et hors de portée des lances.

Ces dépositions ne concordent pas avec celles de l'équipage et des passagers, ni avec le fait que le copilote a pu retourner dans l'avion alors qu'aucun passager n'en sortait plus.

La question reste posée de savoir pourquoi les sauveteurs ne sont pas entrés en action.

- Faute de pouvoir s'adresser aux passagers par les haut-parleurs de la cabine, l'équipage n'a pas pu donner d'information sur l'utilisation des issues de secours.

En conséquence, le personnel de cabine auprès des issues de secours au-dessus des ailes n'a pas pu informer de façon adéquate les passagers; à cause de l'impossibilité d'utiliser ces issues par suite de l'incendie qui s'était déclaré immédiatement après l'impact, une certaine confusion s'est manifestée parmi les passagers assis dans la partie centrale de la cabine.

## 2.12 Conditions topographiques en bout de piste

- La longueur de l'aire de sécurité d'extrémité de piste - l'Overrun Area - était de 64 m, alors que l'OACI n'en exige que 60. Toutefois, les conditions topographiques au delà de cette aire (talus de 4 m de haut) ont largement contribué à l'aggravation des conséquences de l'accident.

## 2.13 Poids maximum à l'atterrissage

- Le poids à l'atterrissage, proche du maximum admissible, résulte d'une gestion économique du carburant. Au cours du vol, l'avion emportait 13 à 15 tonnes de carburant supplémentaire.
- L'augmentation de poids résultante entraînait une vitesse d'approche accrue, qui conduisait elle aussi à une augmentation de la distance nécessaire à l'atterrissage,
- Le carburant a eu un effet négatif sur l'incendie consécutif à l'impact.

## 2.14 Vitesse d'approche et longueur de piste nécessaire

- Si l'on s'en réfère au tableau C.5 Vitesse d'approche de l'AFM, on obtient pour un poids de 108 t les vitesses prescrites suivantes:
  - $V_{TH} = 1.3 V_S = 136 \text{ kt}$  (volets à  $50^\circ$ )      Vitesse sur seuil de piste
  - $V_{A50} = V_{TH} + 5 = 141 \text{ kt}$       Vitesse d'approche pour volets  $50^\circ$ .
- Dans l'AFM, la vitesse d'approche prescrite pour une approche à vue est  $V_{A50}$ , supérieure donc de 5 kt à la vitesse  $V_{TH}$ . Raison: approche stabilisée avec les Autothrottles (commande automatique des gaz).
- Les calculs se basent sur  $V_{TH}$  avec 300 à 350 m jusqu'au toucher des roues.

- La procédure utilisée par Swissair avec  $V_A = V_{TH} + 5 \text{ kt}$  n'est pas prise en compte dans le diagramme.
- Pour les calculs, une distance d'atterrissage de 300 à 600 m du seuil de piste est admise.

Swissair tolère le toucher des roues à 600 m du seuil de piste. La différence entre les 300-350 m et cette valeur est donc de 250-300m, incluse dans la réserve opérationnelle de 40%.

### 2.15 Régime d'inversion de poussée

- Procédure Swissair pour l'inversion de poussée:
  - Inversion ralenti: ralenti sur les 4 réacteurs
  - Inversion normal: ralenti sur les réacteurs 1 et 4  
1.6 EPR sur les réacteurs 2 et 3
  - Inversion dite en alternative: 1.6 EPR sur les 4 réacteurs.
- Sauf en cas d'urgence, il ne faut pas appliquer une poussée à l'inversion supérieure à la poussée maximum continue (MCT) sur les réacteurs intérieurs.
- Le régime maximum qui aurait pu être utilisé lors de l'atterrissage en question était approximativement de 1.85 EPR sur les 4 réacteurs (AFM).
- Selon le constructeur de l'avion, le régime maximum pouvant techniquement être atteint peut être utilisé en cas de détresse.
- L'application de l'inversion de poussée pratiquée avec plus ou moins de retenue est à mettre au compte des facteurs suivants:
  - Procédure anti-bruite
  - Probabilité d'une assymétrie en cas de décrochage d'une compresseur
  - Probabilité de dégâts au réacteur.

## 3. CONCLUSIONS

### 3.1 Faits établis

- L'équipage détenait des licences valables et était habilité à effectuer le vol.
- Les enquêteurs n'ont eu connaissance d'aucun indice de troubles médicaux de l'équipage ayant pu jouer un rôle dans l'accident.
- L'avion était valablement admis à la circulation.
- Poids et centre de gravité se trouvaient dans les limites prescrites.
- L'entretien de l'avion était assuré conformément aux prescriptions.
- L'équipage n'a fait état d'aucune défectuosité de l'avion.
- L'enquête n'a révélé aucun indice d'une défectuosité technique de l'avion ayant pu contribuer à l'accident ou le causer.



- Alors que l'avion se trouvait en base du circuit 15 L, l'équipage a été informé que l'efficacité du freinage sur la piste était moyenne à faible.
- Après avoir terminé son virage dans l'axe de la piste 15 L, l'avion a vu sa vitesse augmenter de 10 à 15 kt.
- L'approche finale n'a pas été stabilisée (vitesse, pente).
- En approche finale, l'équipage a reçu l'indication d'un vent de 090<sup>0</sup>/12 kt
- L'avion s'est probablement posé 800 à 900 m après le seuil de piste décalé.
- L'avion s'est posé à une vitesse/sol de 150 kt environ.
- L'équipage a choisi d'inverser la poussée au régime normal (réacteurs Nos 1 et 4; ralenti; réacteurs Nos 2 et 3; 1.6 EPR).
- Les freins de roues ont été utilisés à fond 26 sec. environ après le toucher des roues.
- Après la prise de contact de l'avion avec la piste, l'équipage s'est comporté comme lors d'un atterrissage normal, exception faite de la poussée inversée - régime normal au lieu de ralenti.
- L'avion a dépassé l'aire de sécurité d'extrémité de piste à une vitesse de 40 kt environ.
- Le dépouillement de l'enregistrement du DFDR du vol KL 811 indique une composante de vent de dos d'environ 2 kt à 40 pieds en approche finale 15 L.
- Le balisage lumineux de l'axe de la piste 15 L change de blanc en rouge 150 m avant la fin de la piste, ce qui n'est pas conforme aux normes de l'OACI.
- L'aire de sécurité d'extrémité de piste 15 L est conforme aux normes de l'OACI.
- Les dépôts de caoutchouc dans l'aire de toucher des roues de la piste 33 R étaient peu importants.
- Le coefficient de frottement de la piste décroissait dans la zone de toucher des roues de la piste 33 R au moment de l'accident.
- L'évacuation de l'avion a été assurée par l'équipage et n'a pas bénéficié de l'aide des sauveteurs.

### 3.1 Causes

L'accident est dû aux causes suivantes:

- L'équipage a posé l'avion trop tard et à une vitesse anormalement haute, après une approche non stabilisée.
- L'équipage n'a pas pleinement tiré parti des systèmes de freinage (freins de roues et inversion de poussée), en particulier les freins de roues, après s'être posé dans des conditions défavorables connues, de sorte qu'il n'a plus été en mesure d'arrêter l'avion avant l'extrémité de l'Overrun Area.

Note:

M. H. Moussas, membre du groupe Opérations du comité d'enquête sur l'accident exprime une opinion divergeant de celle des autres membres du comité en ce qui concerne la cause de l'accident:

- Après une approche non stabilisée, l'équipage ne s'est pas aperçu d'un atterrissage trop long et à vitesse trop élevée .

M. Moussas demande également à ajouté un paragraphe consacrés aux facteurs ayant contribué à l'accident, comme suit:

- Facteurs ayant contribué à l'accident

1. Les recommandations de la compagnie concernant l'atterrissage par efficacité de freinage inférieure à bonne n'ont pas été suivies par l'équipage.
2. L'équipage n'a pas fait plein usage des possibilités de freinage en temps voulu après le toucher des roues.
3. L'inversion de poussée n'a pas été pleinement utilisée par l'équipage en temps voulu après le toucher des roues.

4. RECOMMANDATIONS

L'enquête a conduit aux recommandations suivantes:

1. L'installation d'un système indiquant le vent de surface dans la zone de toucher des roues de la piste 15 L est à étudier, en vue d'obtenir les indications les plus représentatives quant au vent dans cette zone.
2. Même si la piste n'est pas soumise à obligation ou recommandation de l'OACI quant au balisage lumineux de l'axe de piste, ce dernier, lorsqu'il existe, doit être conforme aux normes de l'OACI.
3. Un système d'enregistrement chronologique entre la salle des opérations de la brigade du feu hellénique et les véhicules de lutte contre l'incendie (lorsqu'ils sont engagés) est à installer, afin de connaître le temps exact d'engagement en cas d'incident ou d'accident.
4. Les mesures nécessaires sont à prendre pour assurer aux pompiers le libre accès à l'extérieur de l'aéroport, particulièrement au delà de l'aire de sécurité d'extrémité de piste.
5. Même si le coefficient de frottement de la piste établi par l'enquête n'a pas de relation directe avec l'accident, le comité d'enquête tient à rappeler à tous les Etats membres de l'OACI l'existence de la Recommandation 9.4.5 de l'Annexe 14, 7e édition du 29 novembre 1979 No 33, concernant l'état des pistes.

Les représentants accrédités  
de la Suisse:  
(Sous réserve des observations  
selon OACI, Annexe 13, Par.  
6.11)

sig. K. Lier

sig. E. Guggisberg

La commission d'enquête  
grecque:

Le président:

sig. G. Papadimitropoulos

Les membres:

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

Le secrétariat:

sig. O. Stouraitou

Ce rapport est signé aujourd'hui, le 9 juillet 1981 à Athènes. Une copie  
signé reste auprès de la commission grecque et une copie auprès des  
représentants accrédités de la Suisse.

sig. K. Lier

sig. G. Papadimitropoulos

Observation des représentants accrédités de la Suisse (selon OACI, Annexe 13, par. 6.11)

---

Sous chiffre I.10.3 (page 14) il est signalé que la piste n'a pas été étalonnée selon le système NASA. Les représentants accrédités de la Suisse ont plusieurs fois demandé une telle étalonnage, mais la commission d'enquête grecque, sans raison, n'a jamais accédé à cette demande.

De ce fait on ne peut pas accepter la constatation dans la recommandation No 5 (page 40) selon laquelle le coefficient de friction de la piste n'aurait pas de rapport avec l'accident. L'enquête ne permet pas cette conclusion sans une propre étalonnage de la piste.

Berne, le 27 juillet 1981

Les représentants accrédités  
de la Suisse (Bureau fédéral  
d'enquête sur les accidents  
d'aviation)

sig. K. Lier

sig. E. Guggisberg

Composition de la commission d'enquête grecque

Operation group

1. H. Moussas
2. S. Ioannidis

Structure group

F. Kavathas

Flight Recorder's group

1. N. Yiossis
2. S. Ioannidis

Powerplant's group

F. Kavathas

ATC group

N. Protopapas

System's group

F. Kavathas

Weather group

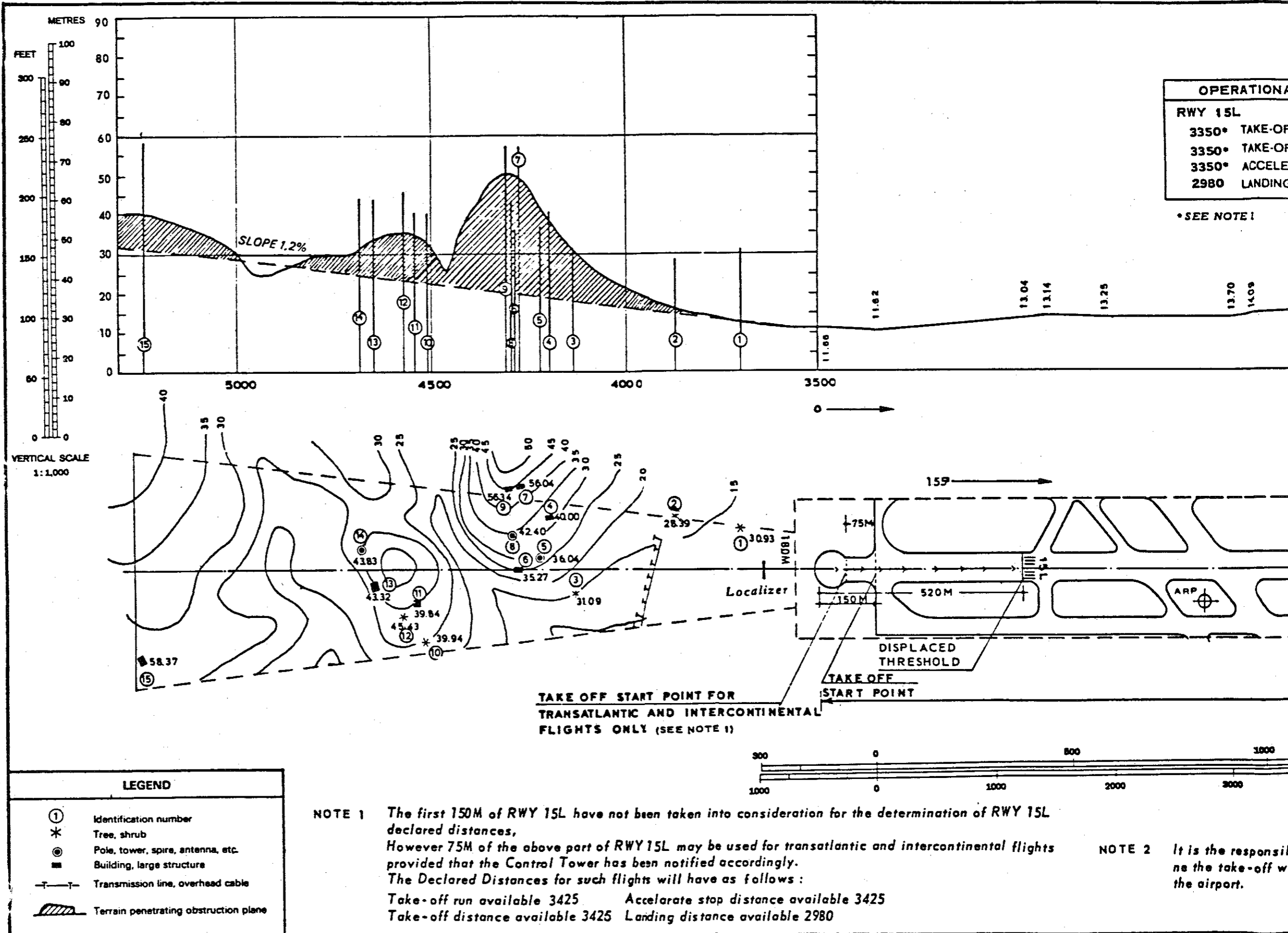
G. Vlachos

Human Factor's group

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

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

**DIMENSIONS AND ELEVATIONS IN METRES**



# ANNEX 1

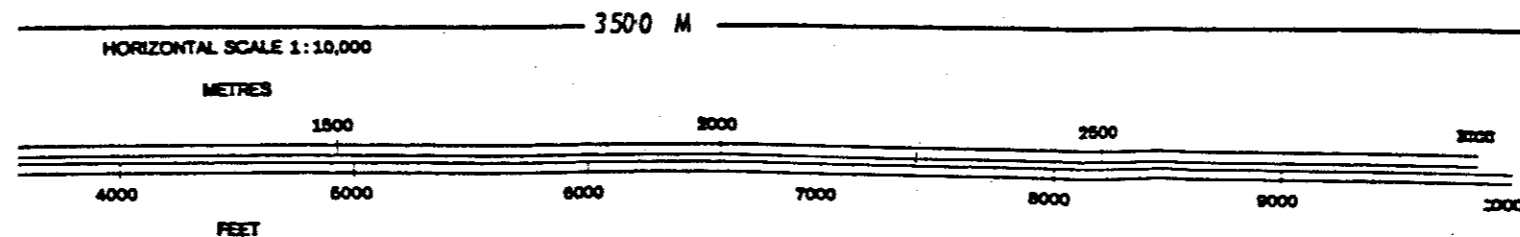
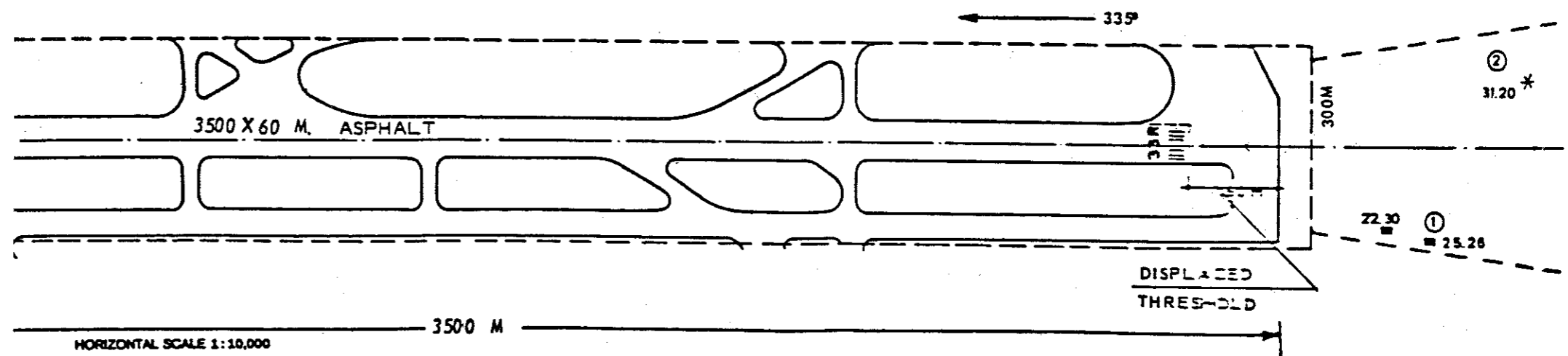
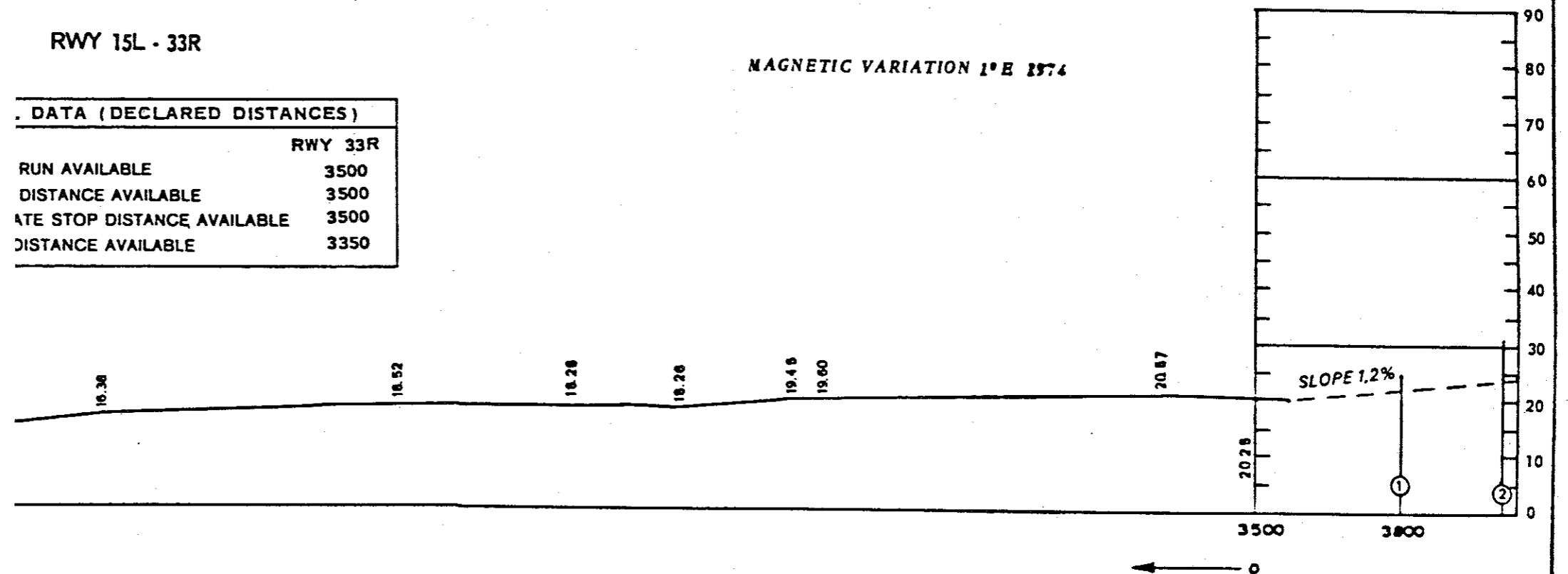
ART-ICAO  
PANS

ATHINAI - GREECE

RWY 15L - 33R

MAGNETIC VARIATION 1° E 1974

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



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

AMENDMENT RECORD		
No	DATE	ENTERED BY

# 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

TIME &  
SOURCE

CONTENT

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

TIME &  
SOURCE

CONTENT

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

AIR-GROUND COMMUNICATIONS

<u>TIME &amp; 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

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 &amp; 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 &amp; 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 &amp; SOURCE</u>	<u>CONTENT</u>	<u>TIME &amp; 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 &amp; 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

AIR-GROUND COMMUNICATIONS

<u>TIME &amp; 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

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

INTRA-COCKPIT

<u>TIME &amp; 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 &amp; 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 &amp; 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 &amp; 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 &amp; 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 &amp; 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 &amp; 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

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

INTRA-COCKPIT

<u>TIME &amp; 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

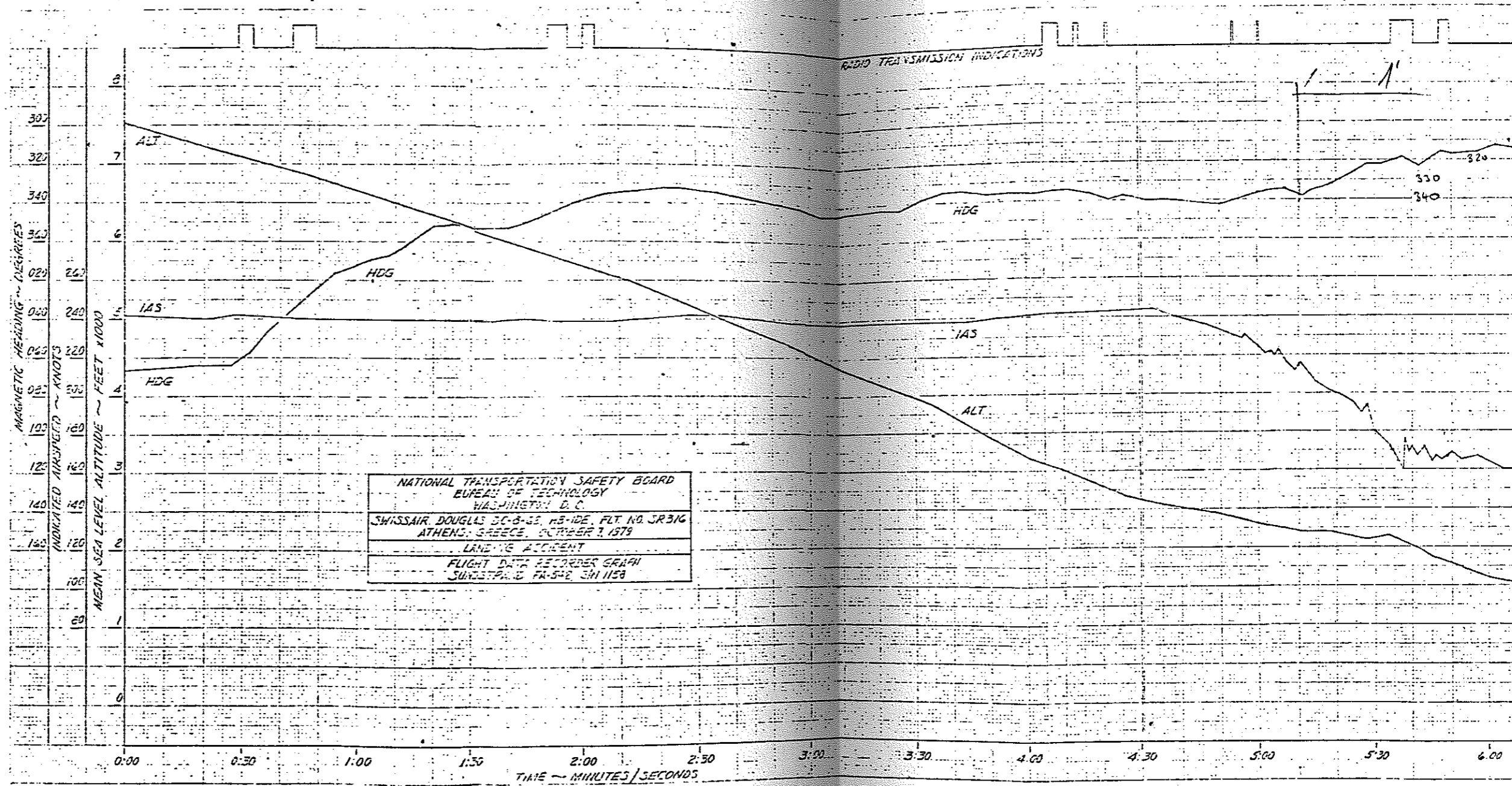
AIR-GROUND COMMUNICATIONS

<u>TIME &amp; 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))

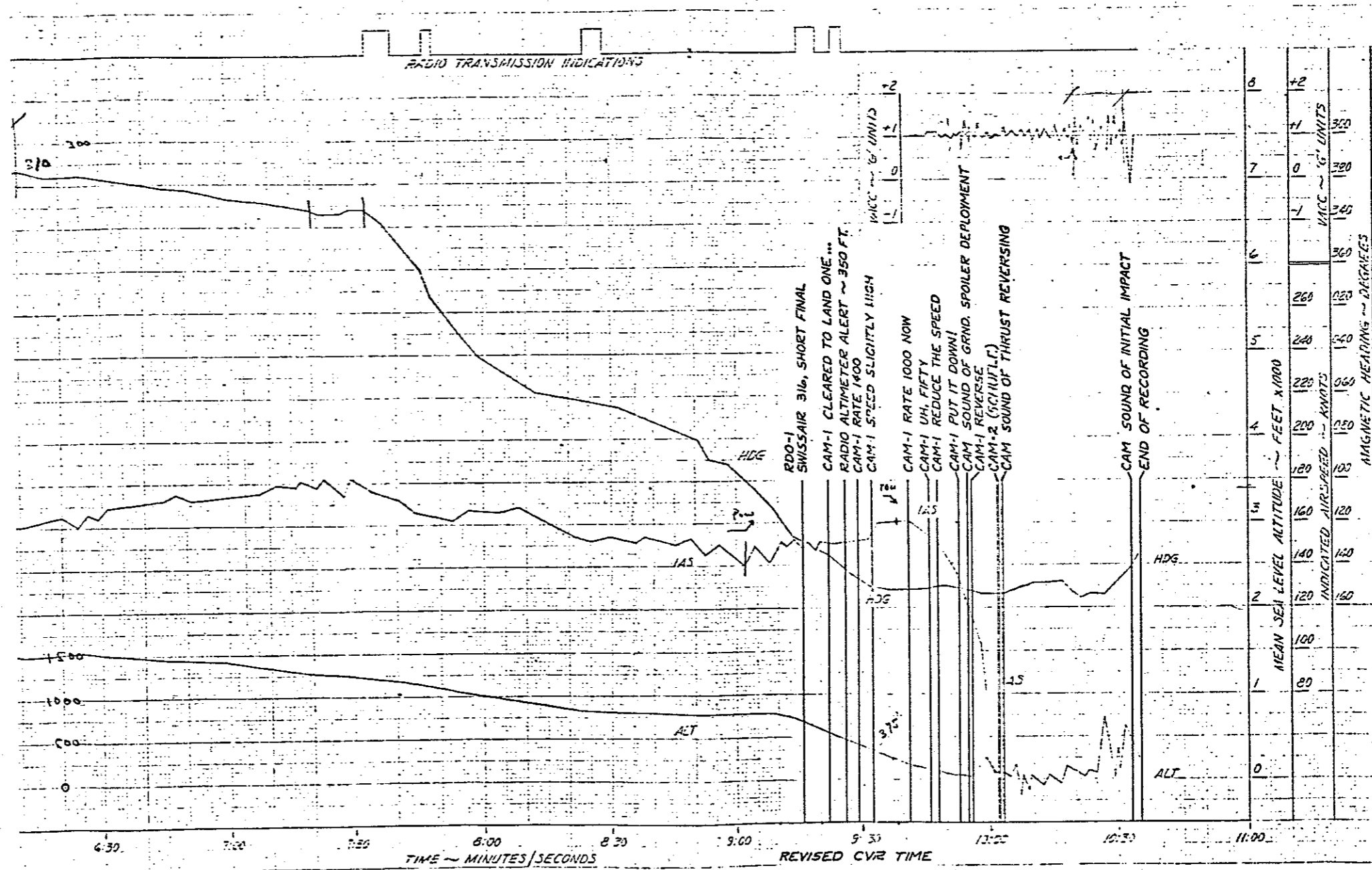


471107

FORM 10-62 (REV. 10-6-59)



# ANNEX 3

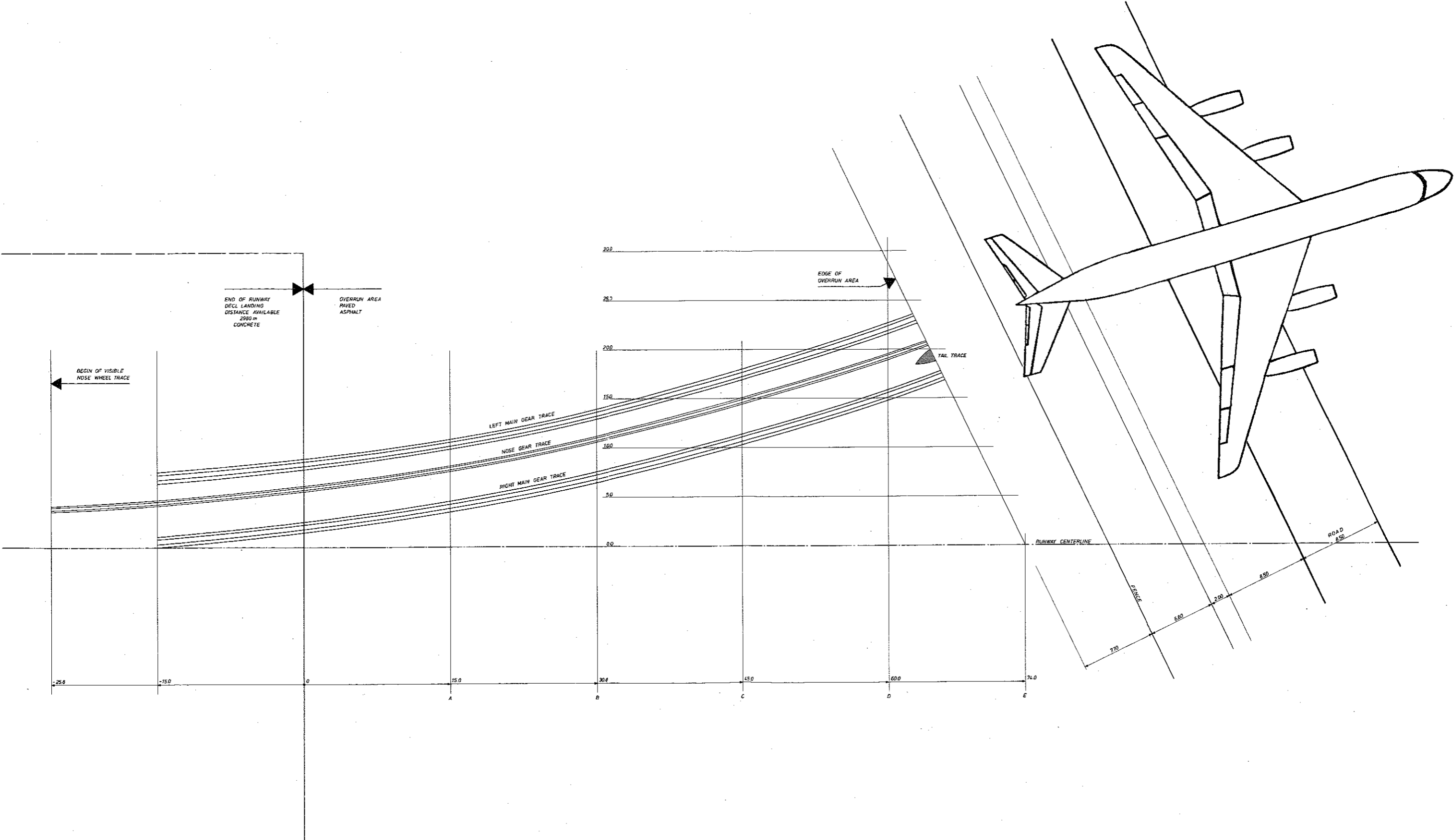


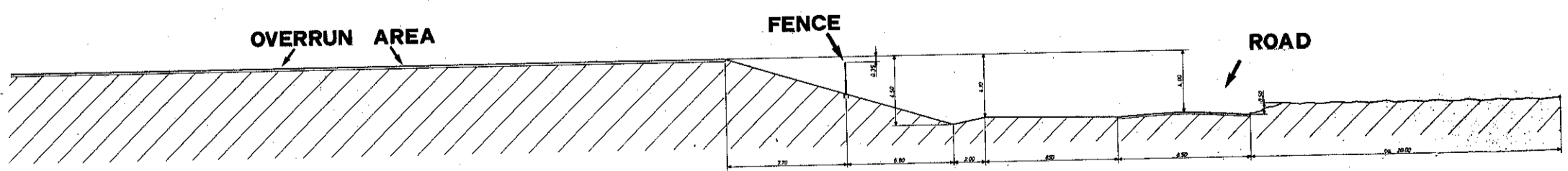
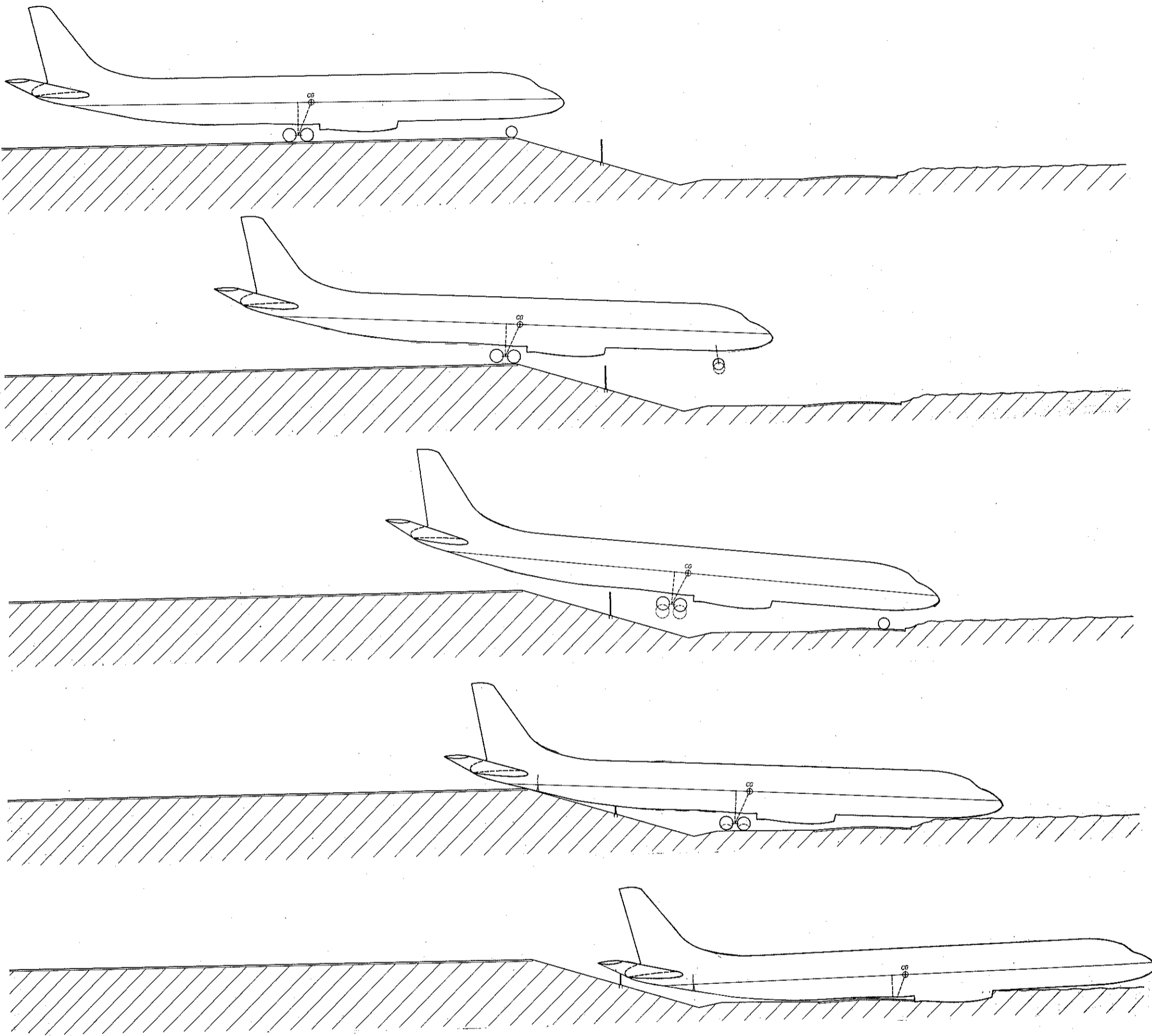
OCTOBER 31, 1979

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  $3608 \text{ Hz}$  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  $\pm 0.05$  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 ( $\mu$ ) 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 11. 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 ( $\mu$ ) 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 ( $\mu$ ) of 0.3 for the various brake application speeds.
- (c) Figure 14 presents the same information as Figure 13, but for a braking coefficient ( $\mu$ ) 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  $\mu$  of 0.3 for various brake application speeds.
- (c) Figure 17 presents the same information as Figure 17, but for a braking coefficient  $\mu$  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  $\mu$  of 0.3 for various brake application speeds.
- (c) Figure 20 presents the same information as Figure 19, but for a braking coefficient  $\mu$  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."

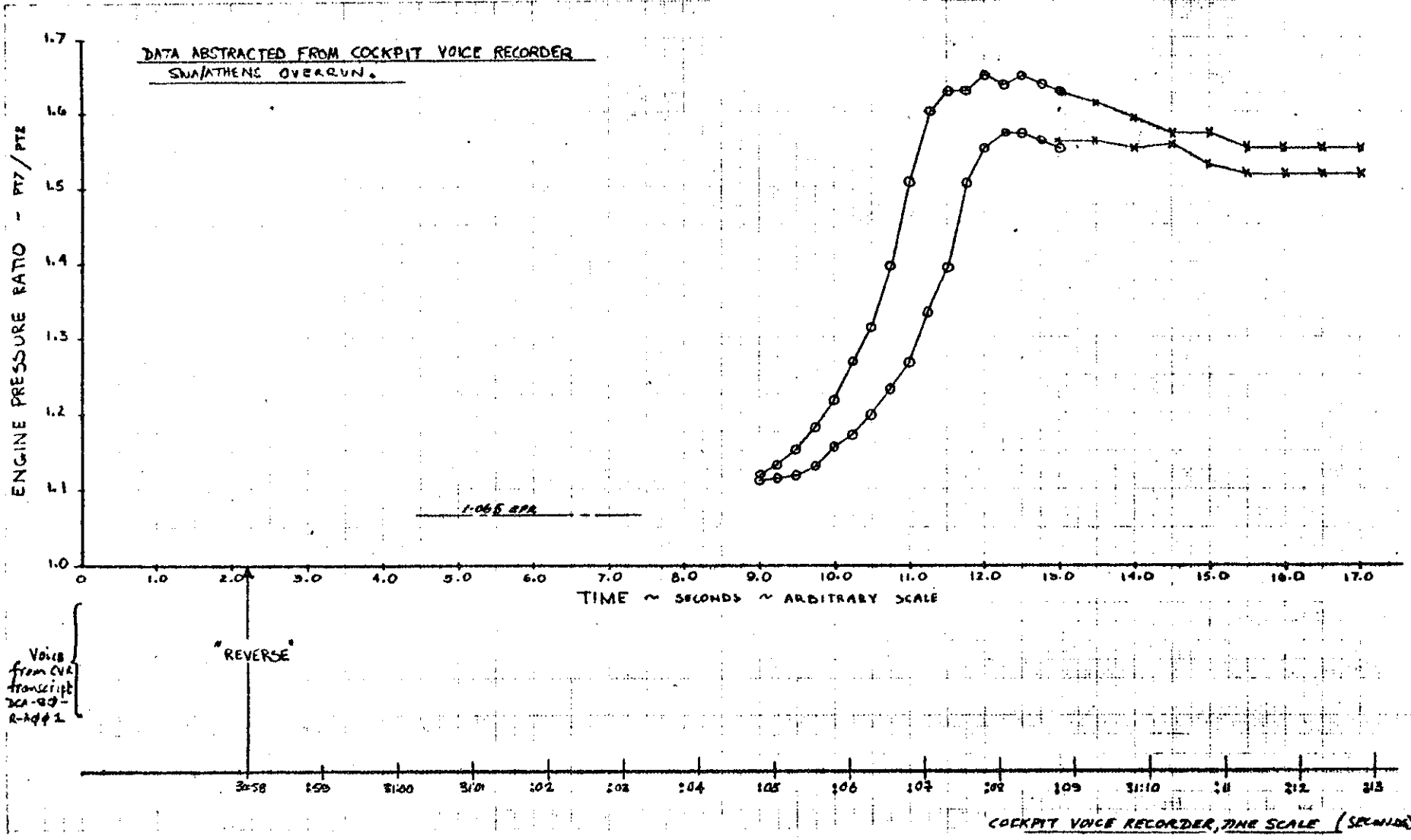


Figure 1

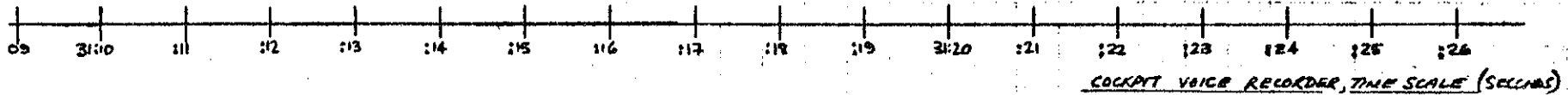
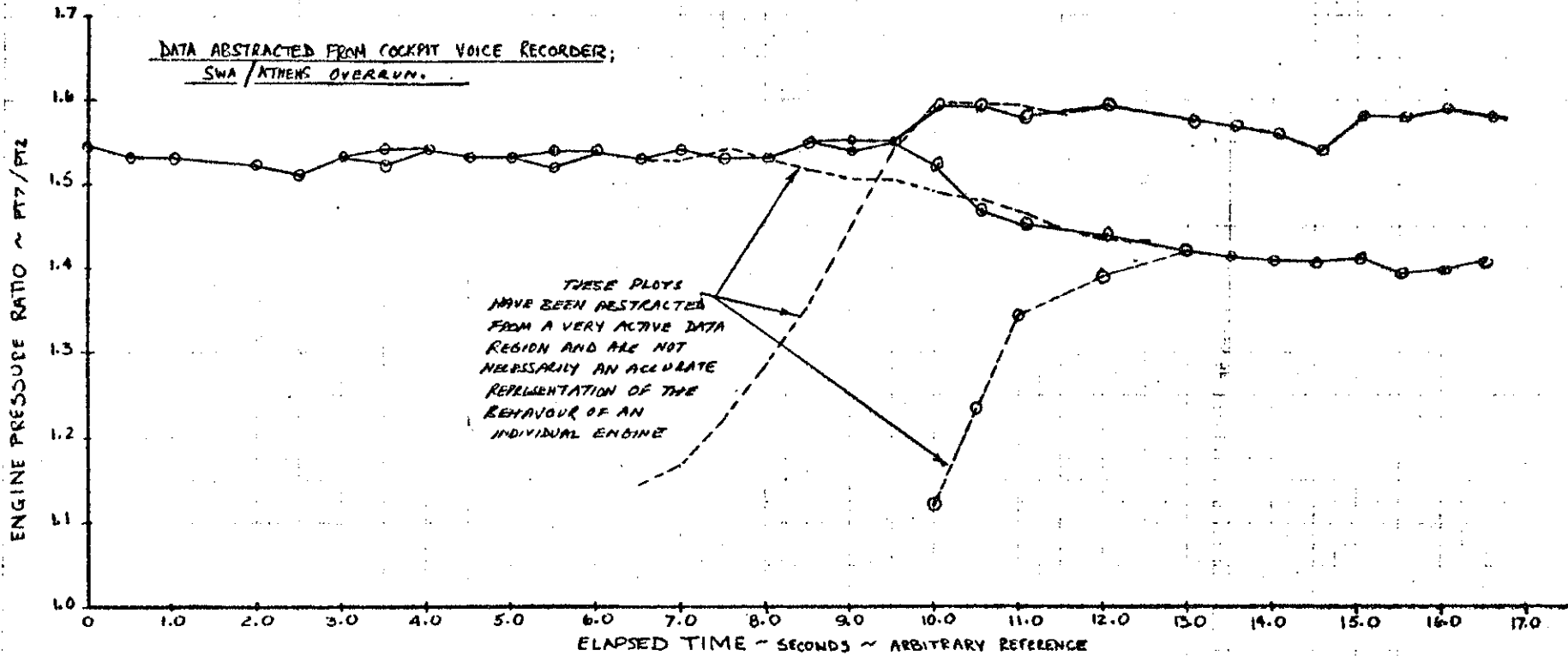
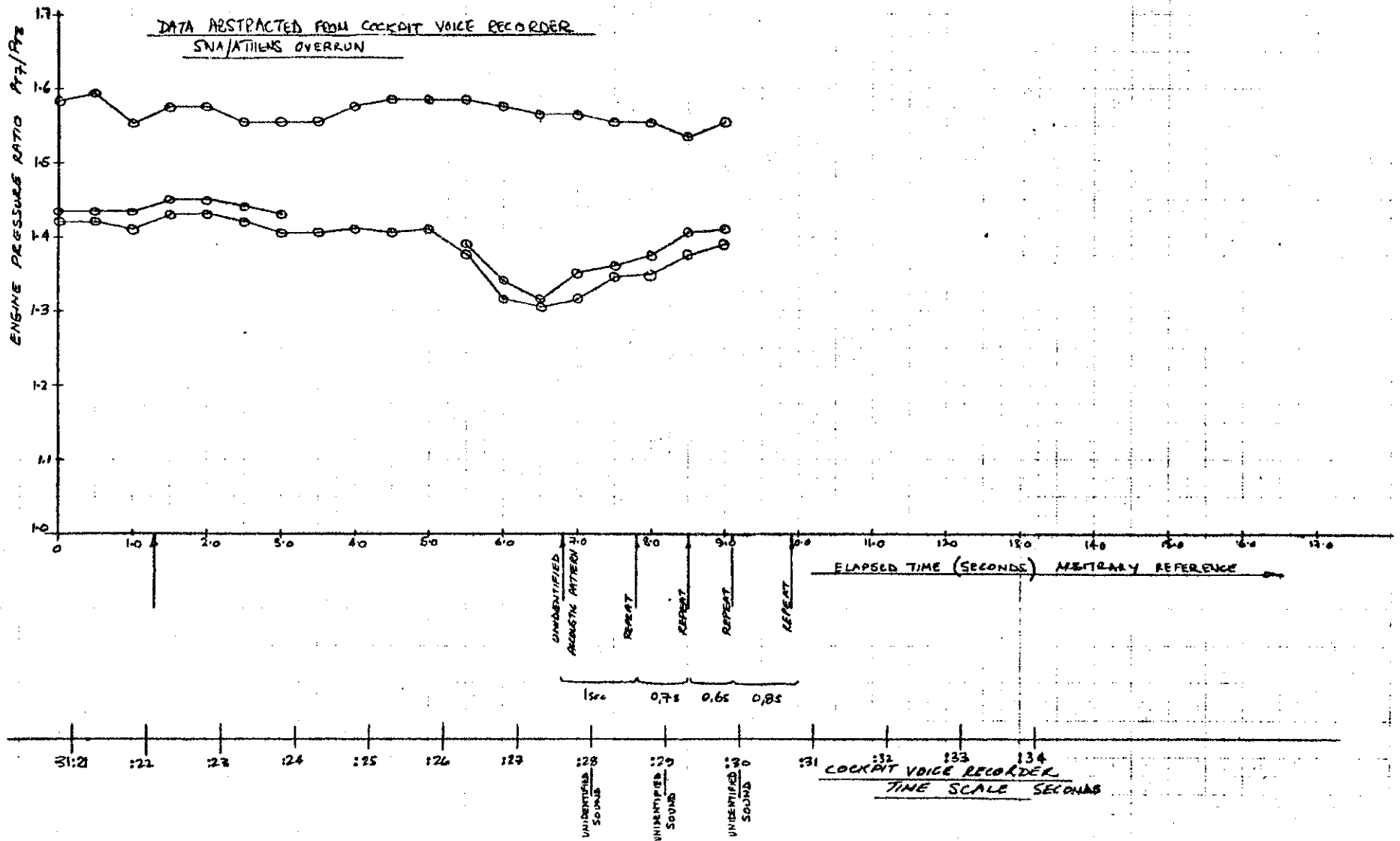


Figure 2

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

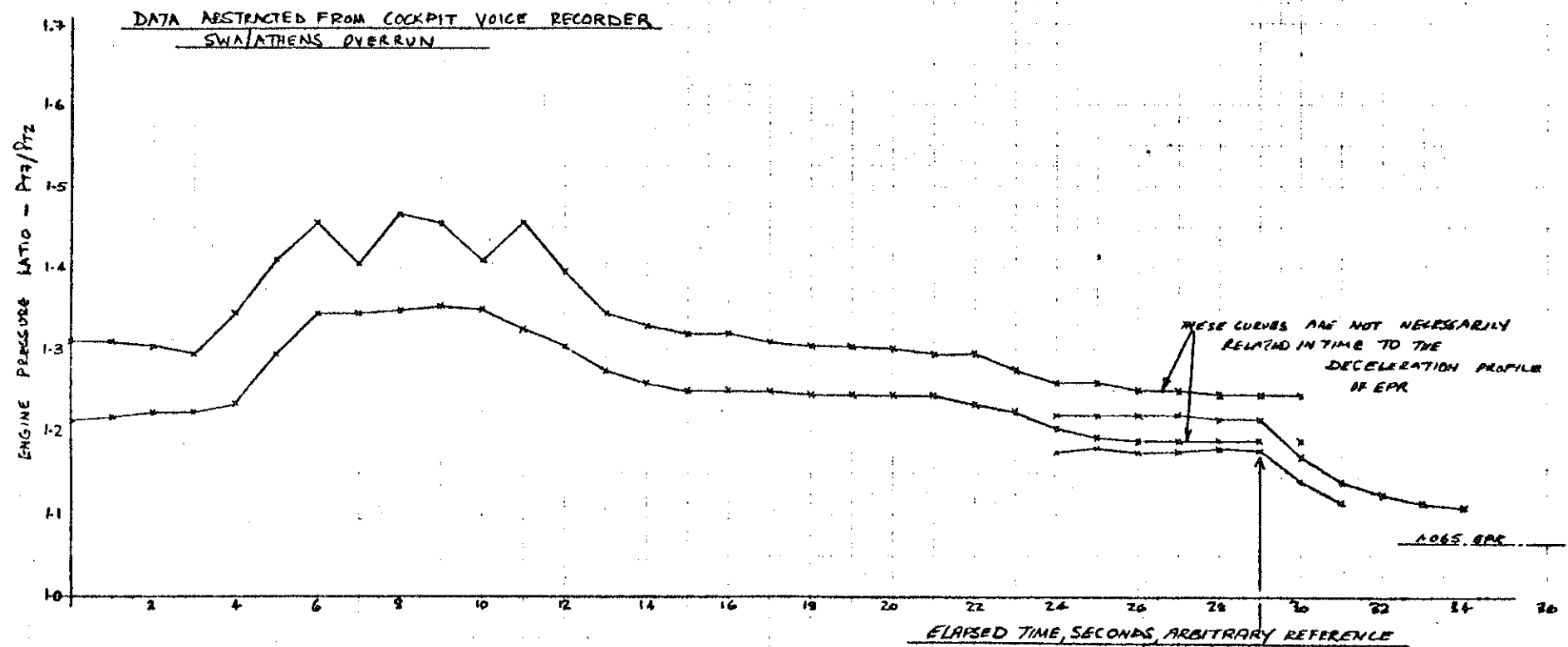


PAGE NO. 3 of 4  
 MODE: \_\_\_\_\_  
 REPORT NO.: \_\_\_\_\_



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



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

Figure 4

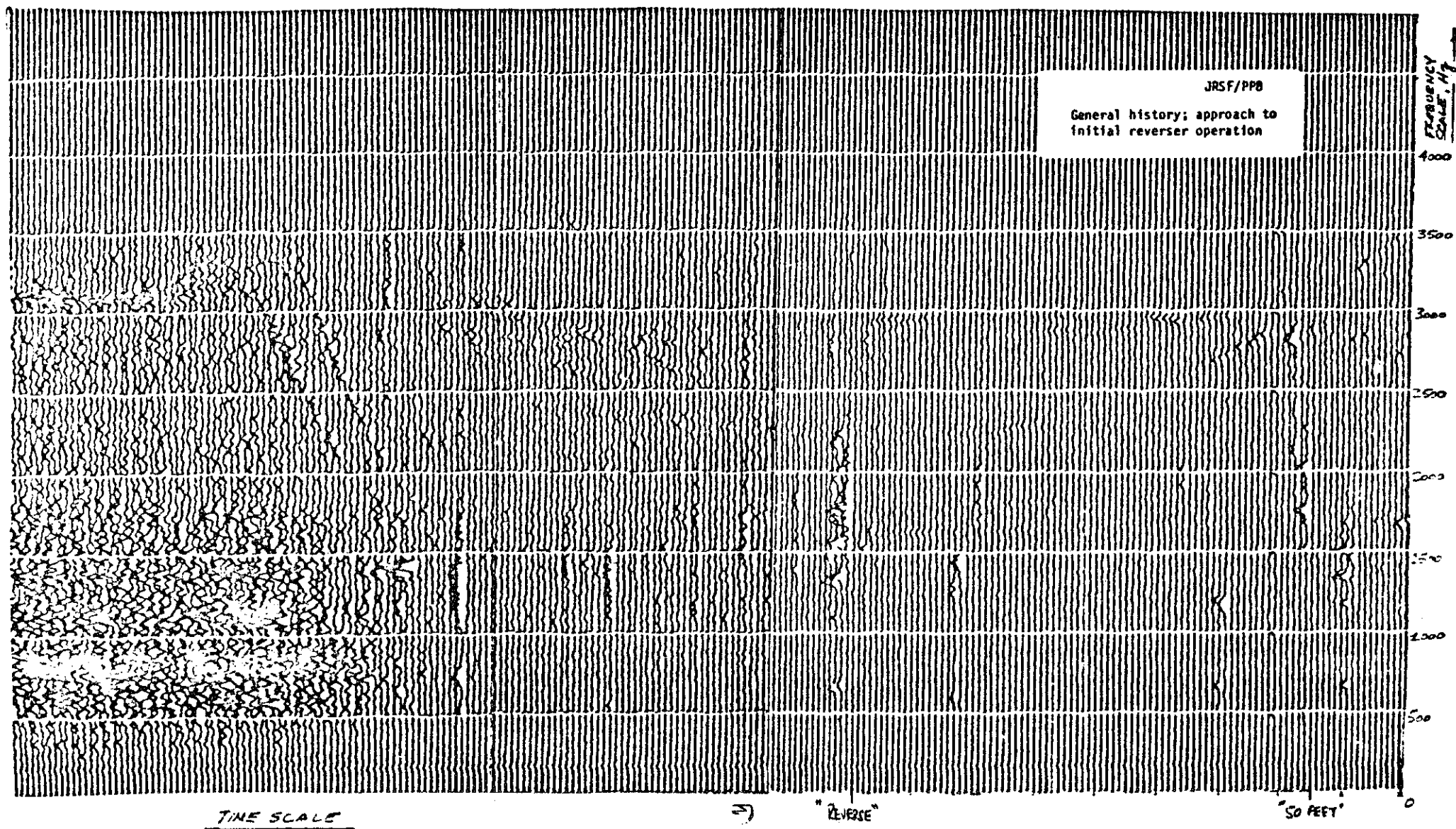
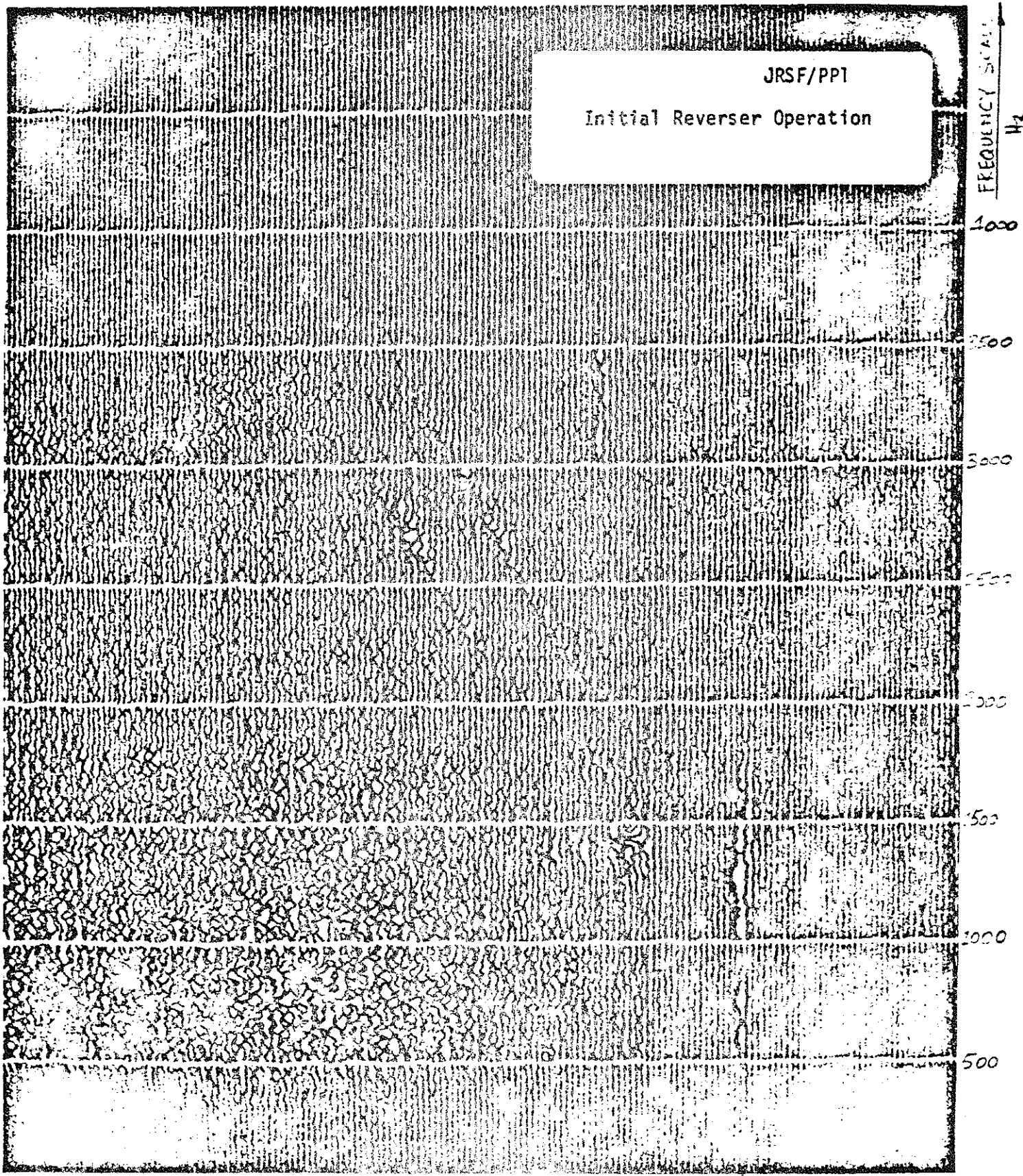


Figure 5





JRSF/PPI  
Initial Reverser Operation

FREQUENCY SCALE  
Hz  
3000  
2500  
2000  
1500  
1000  
500  
0

← TIME SCALE

REVERSE

Figure 6

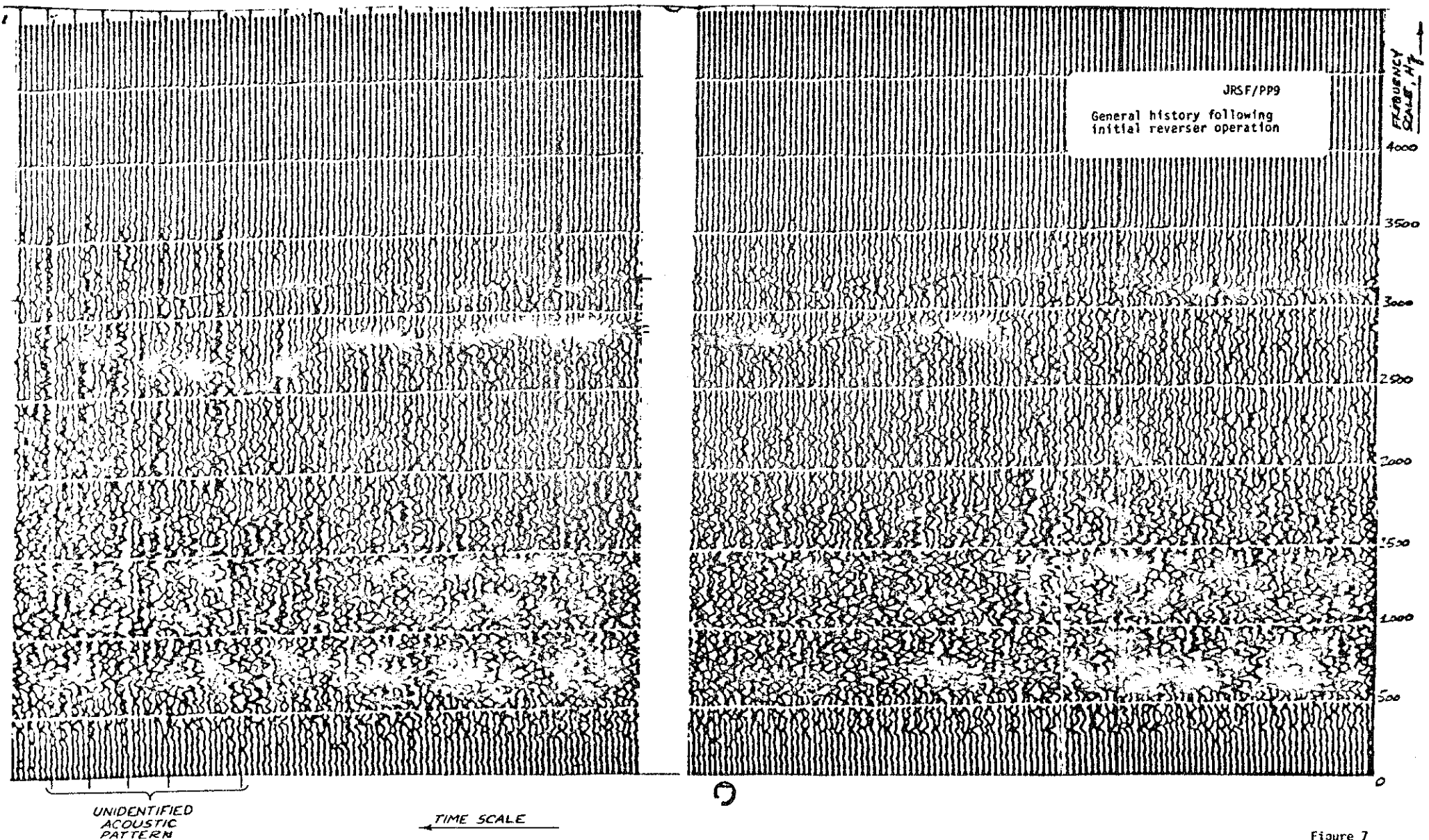


Figure 7

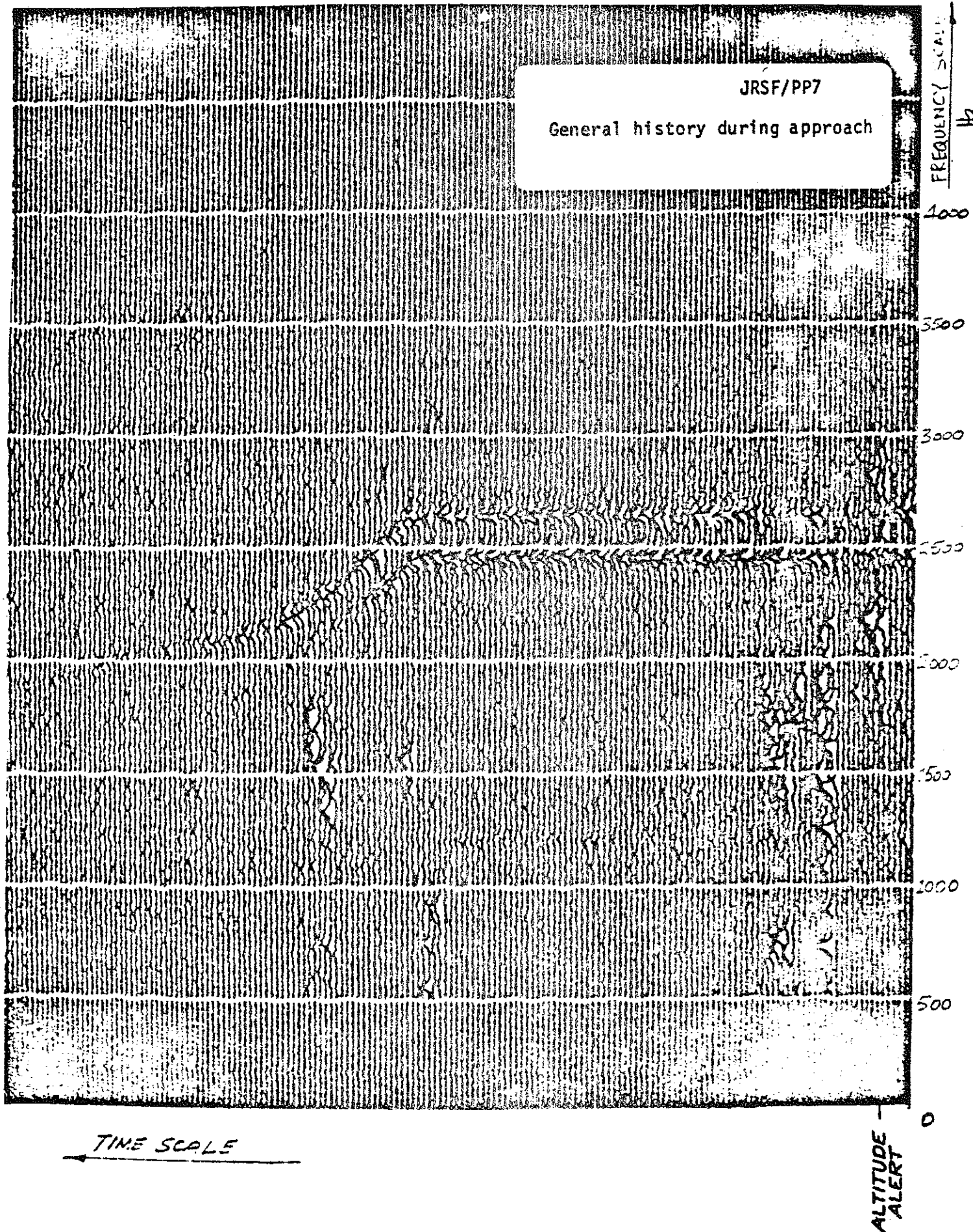


Figure 8

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

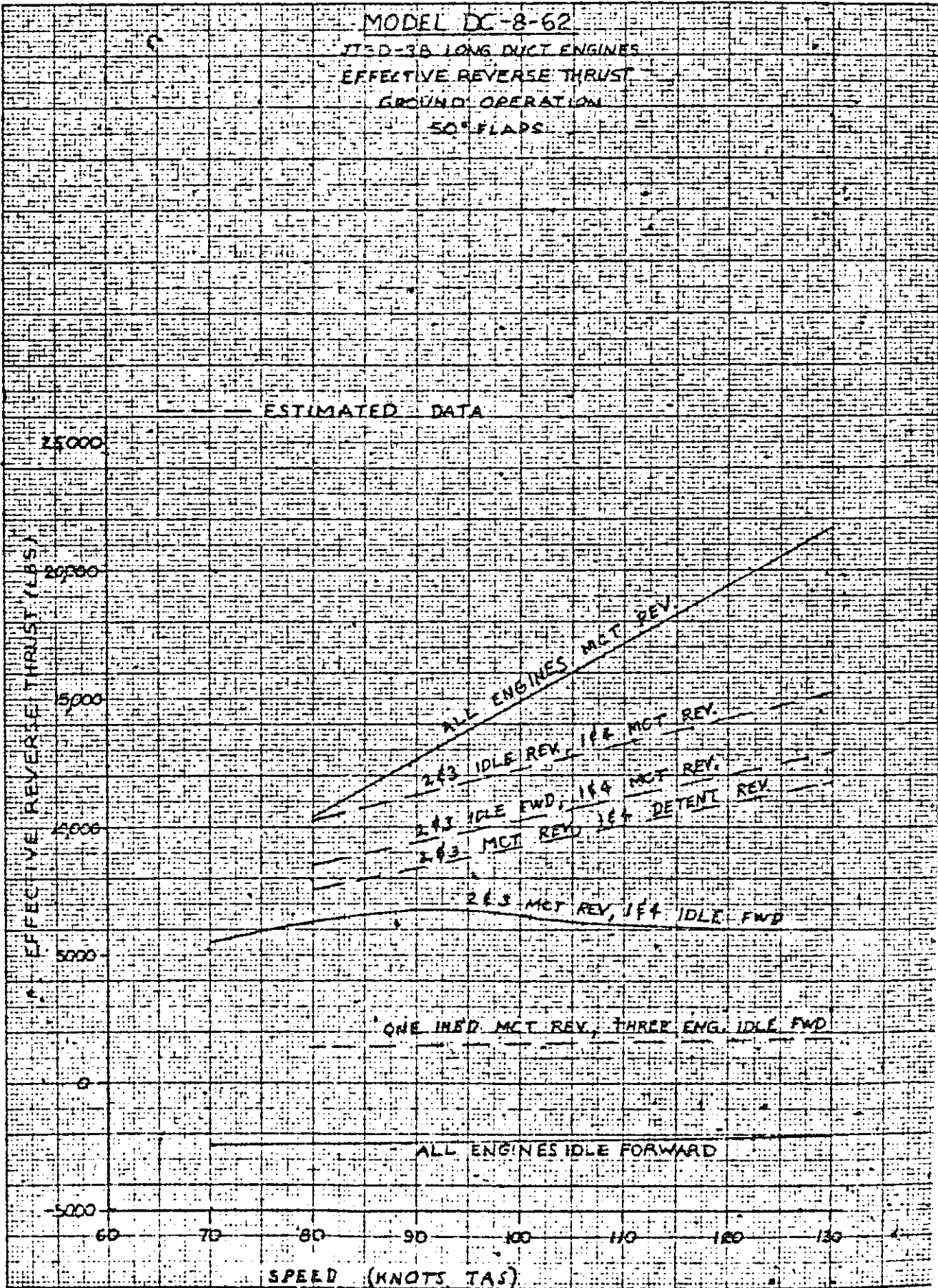


Figure 10



PREPARED BY: \_\_\_\_\_

DATE: \_\_\_\_\_

REVISED \_\_\_\_\_



PAGE NO. \_\_\_\_\_

MODEL \_\_\_\_\_

REPORT NO. \_\_\_\_\_

MODEL DC-3  
LANDING  $M'$  AT YUMA

BASED ON FLIGHT TEST

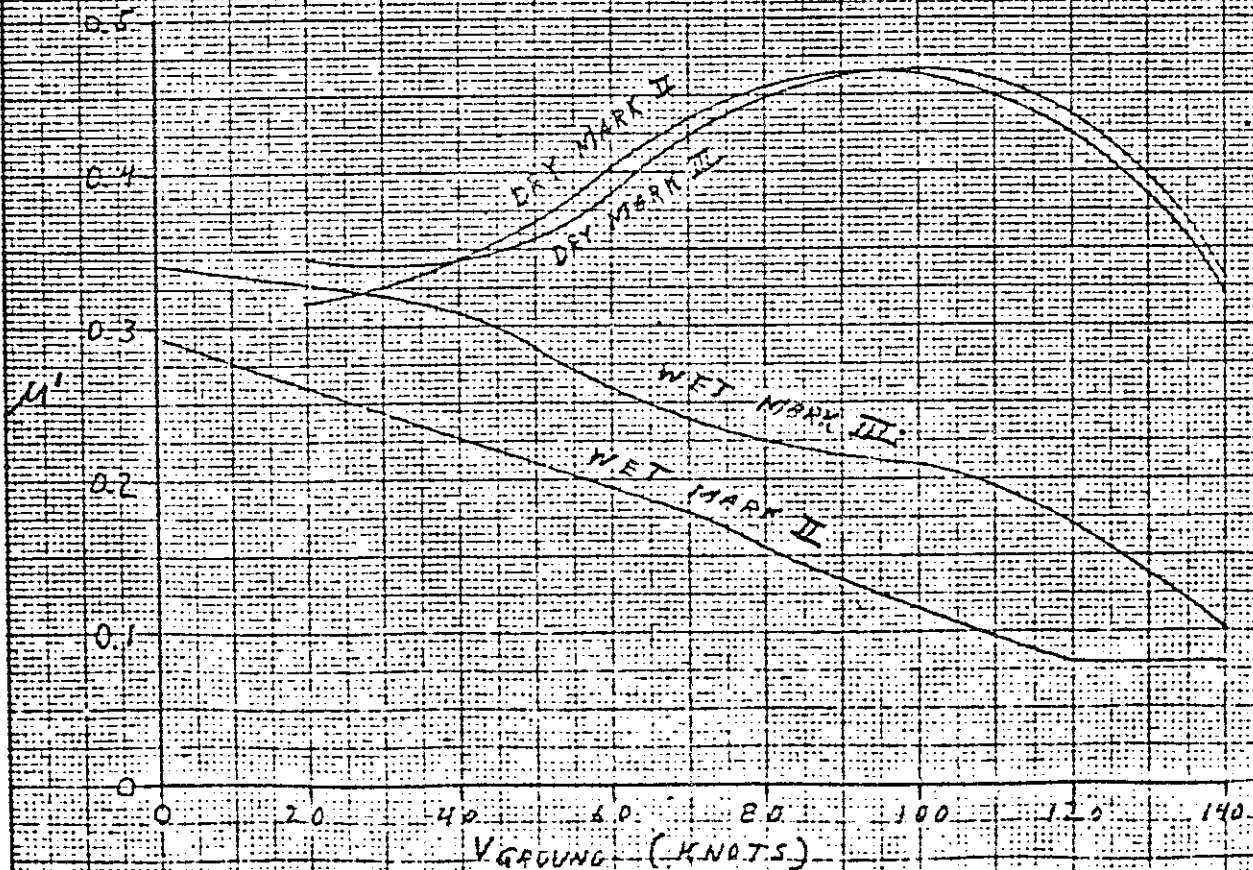


Figure 11

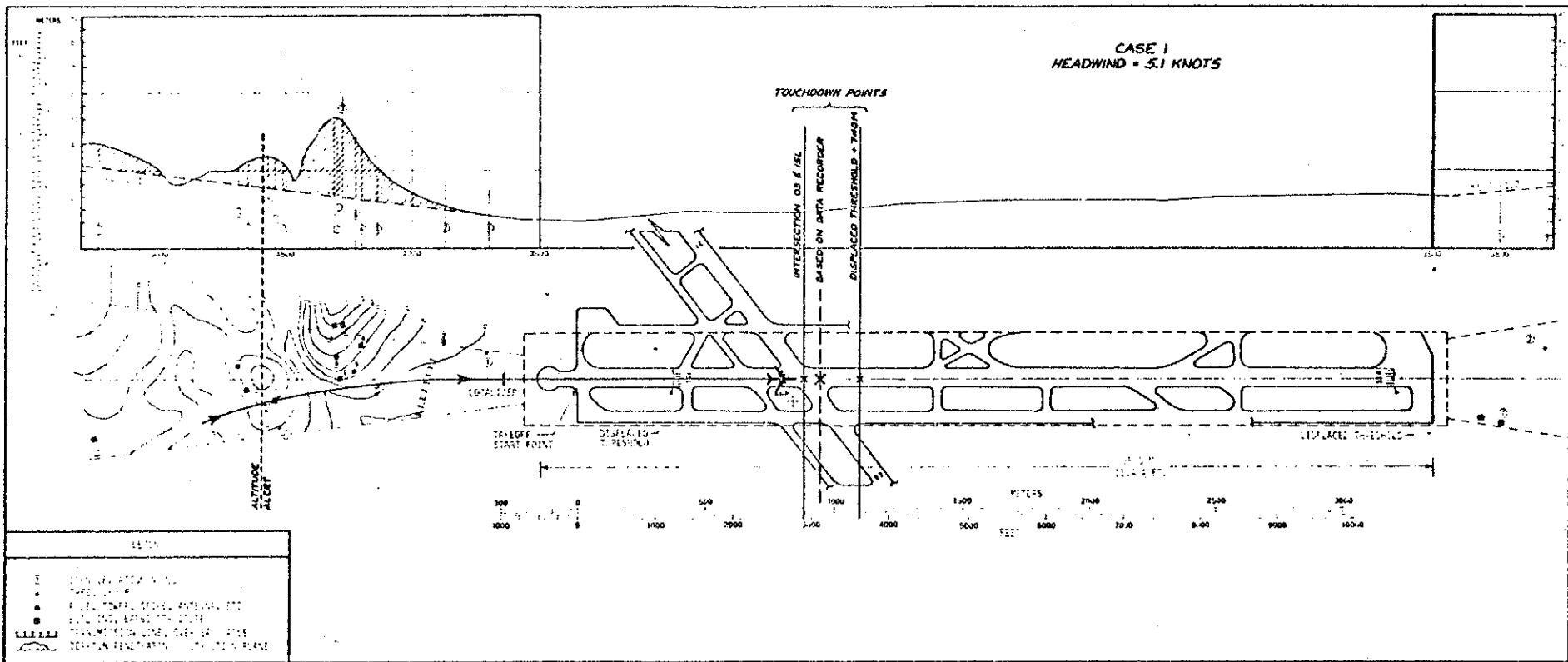
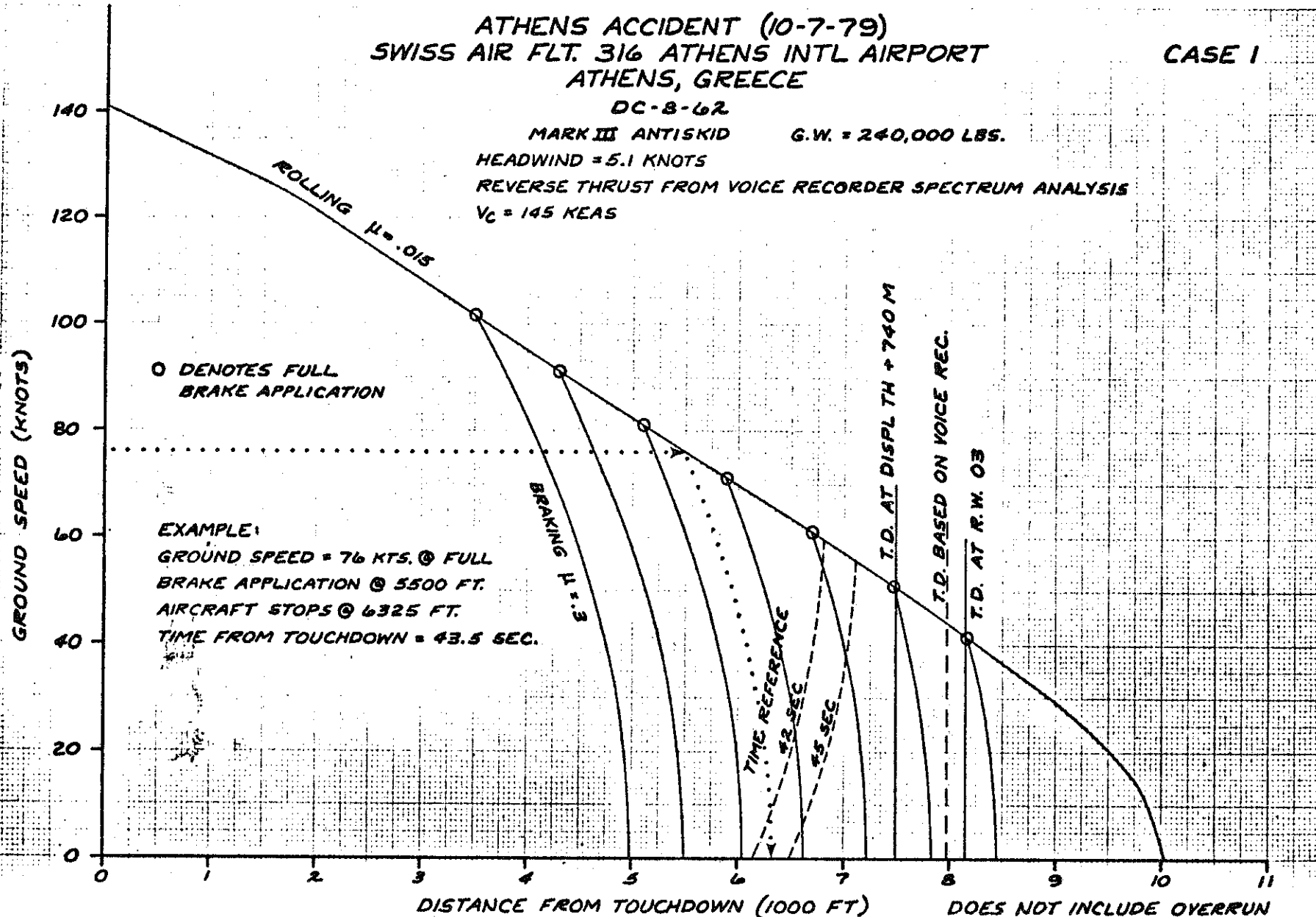


Figure 12

K&E ENGINEERING LA 6094



DOUGLASS

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

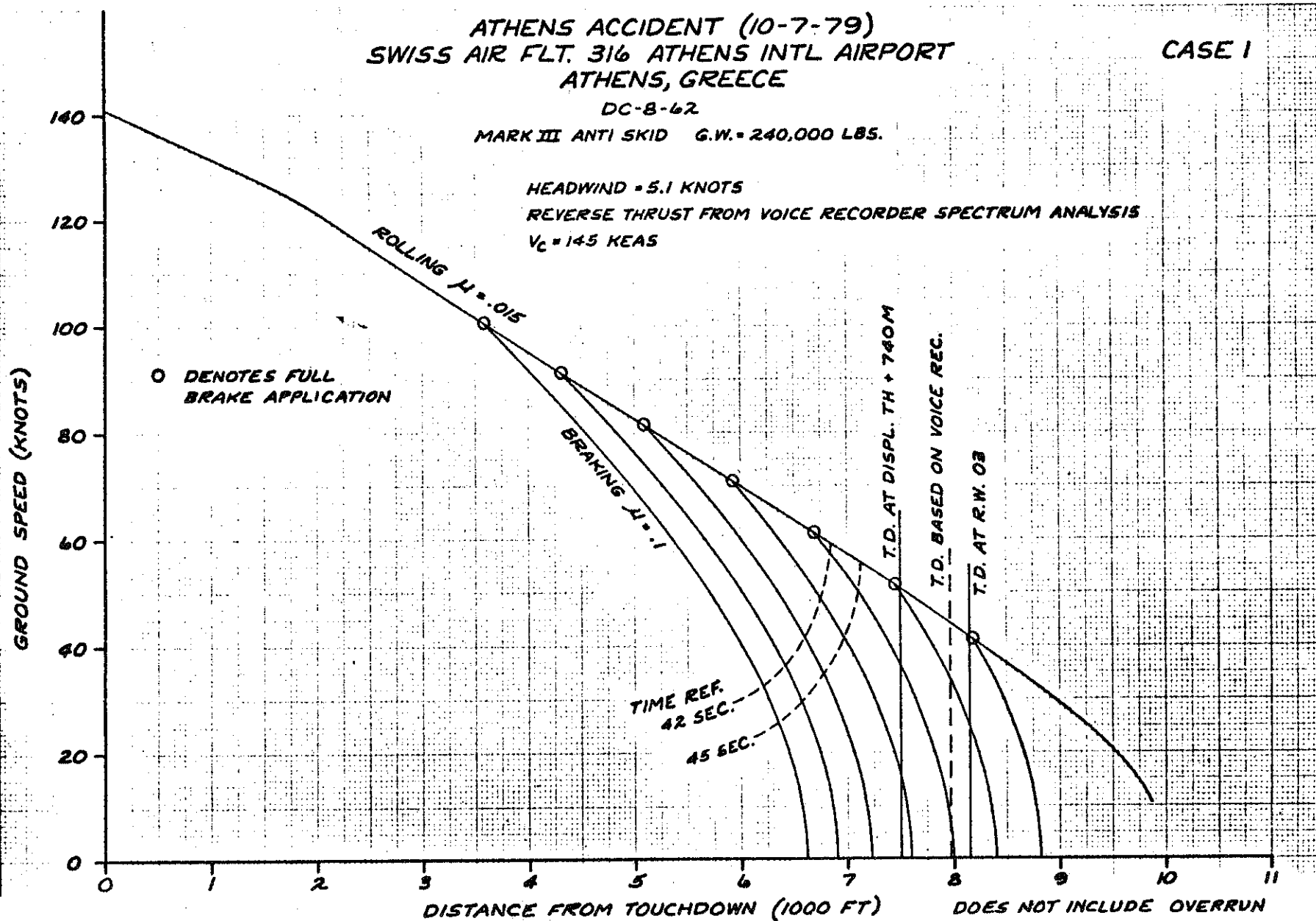


Figure 14

DOUGLASS

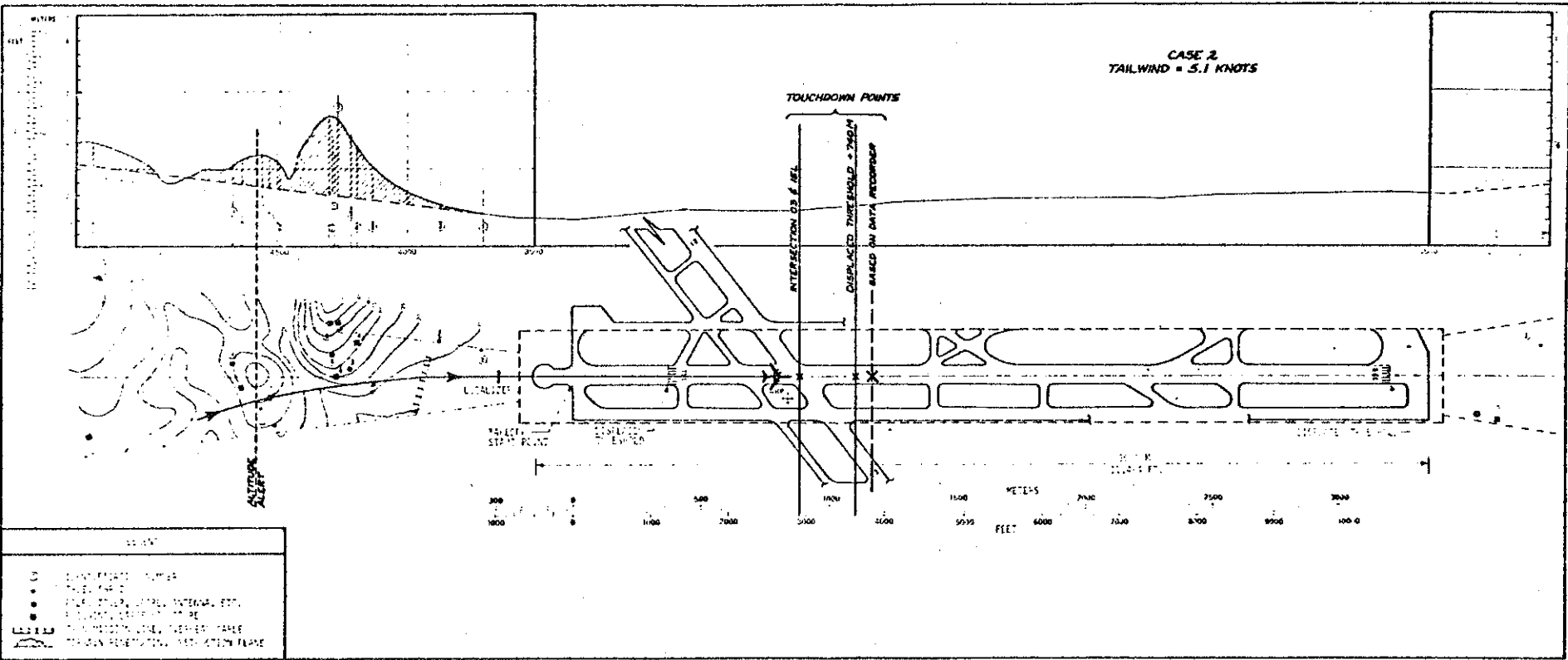


Figure 15

K&E  
RECORDED  
LA 6084

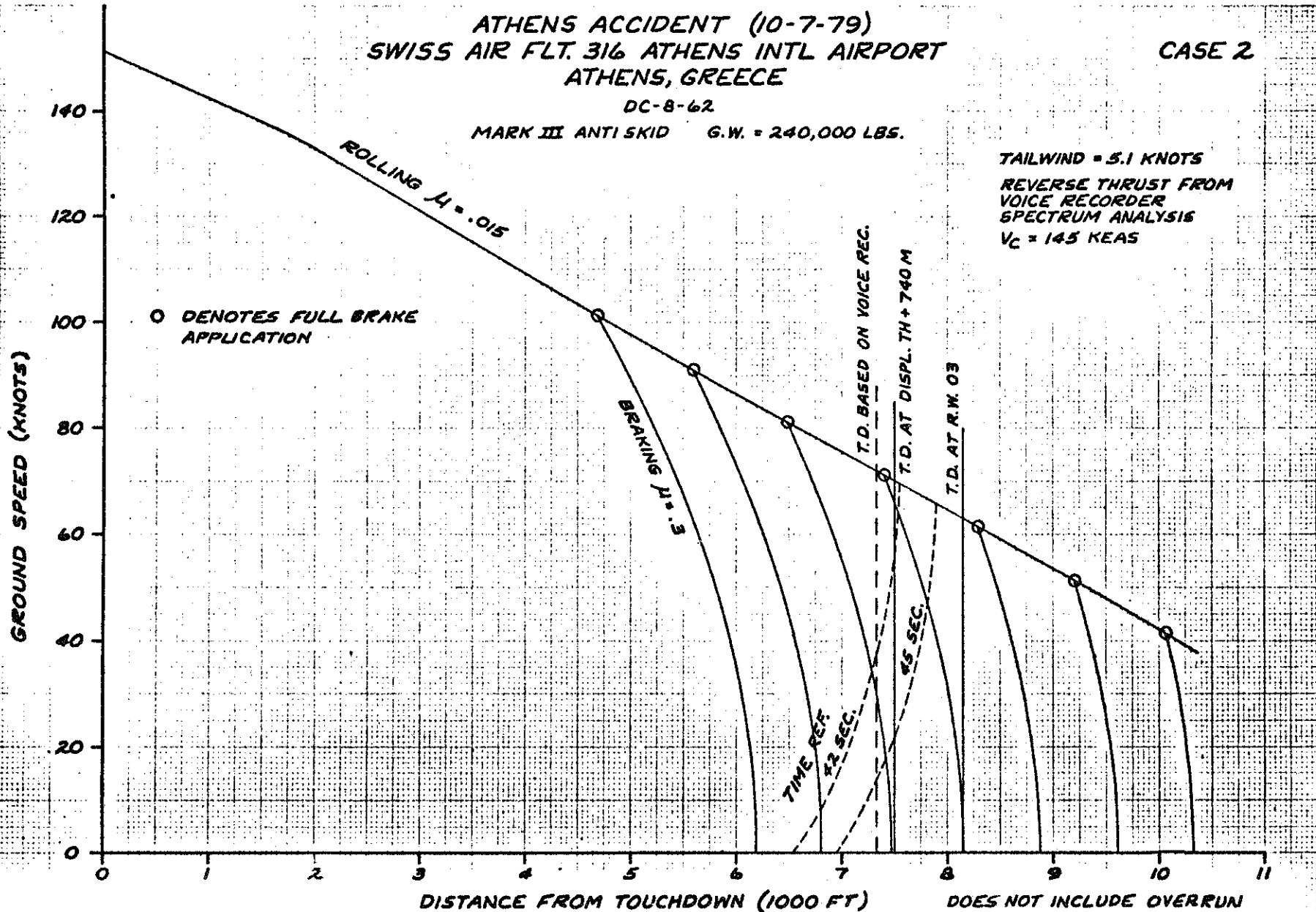
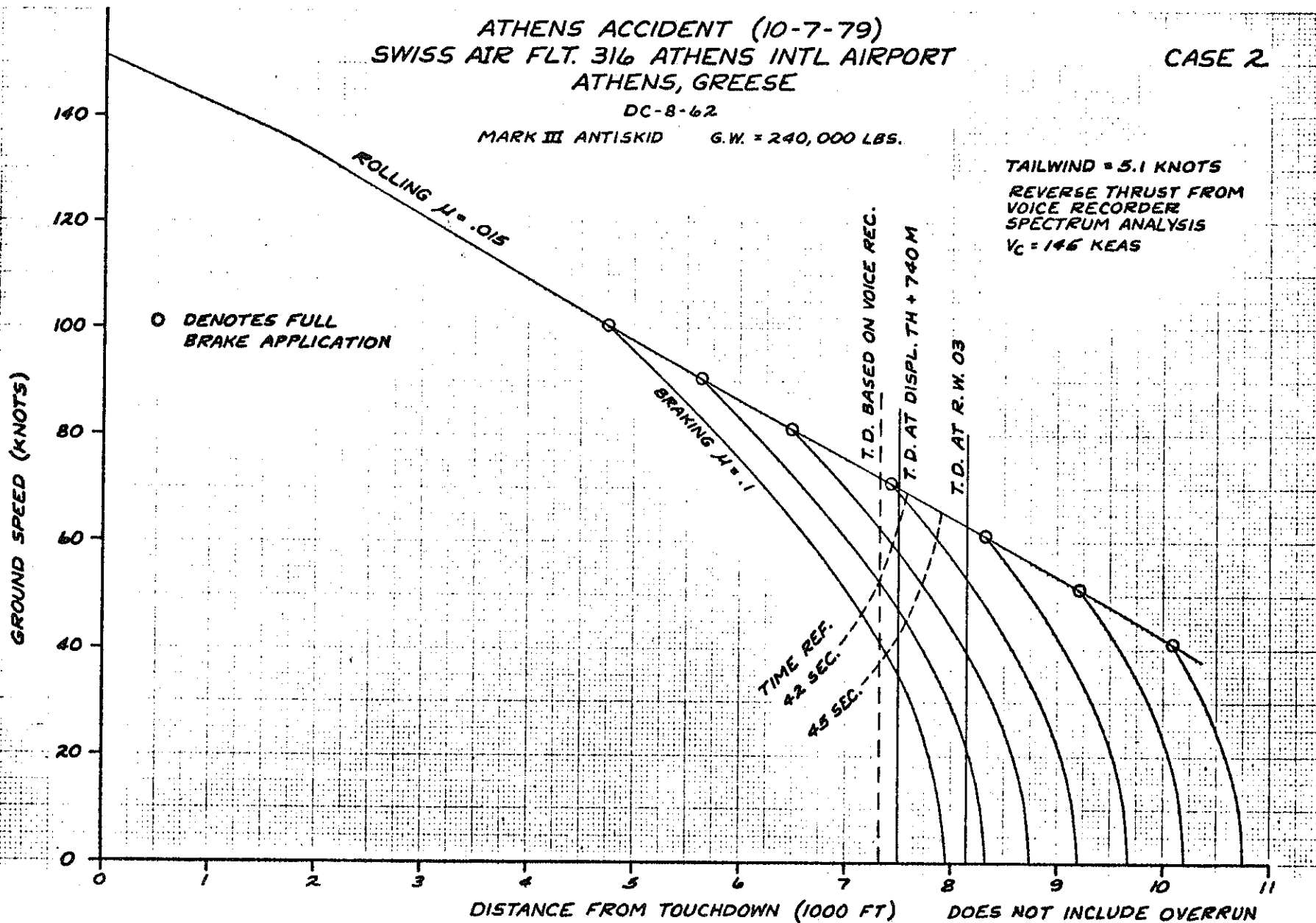


Figure 16

RECORDED

K&E  
REGULATIONS  
LA 8094



DOUGLAS

Figure 17

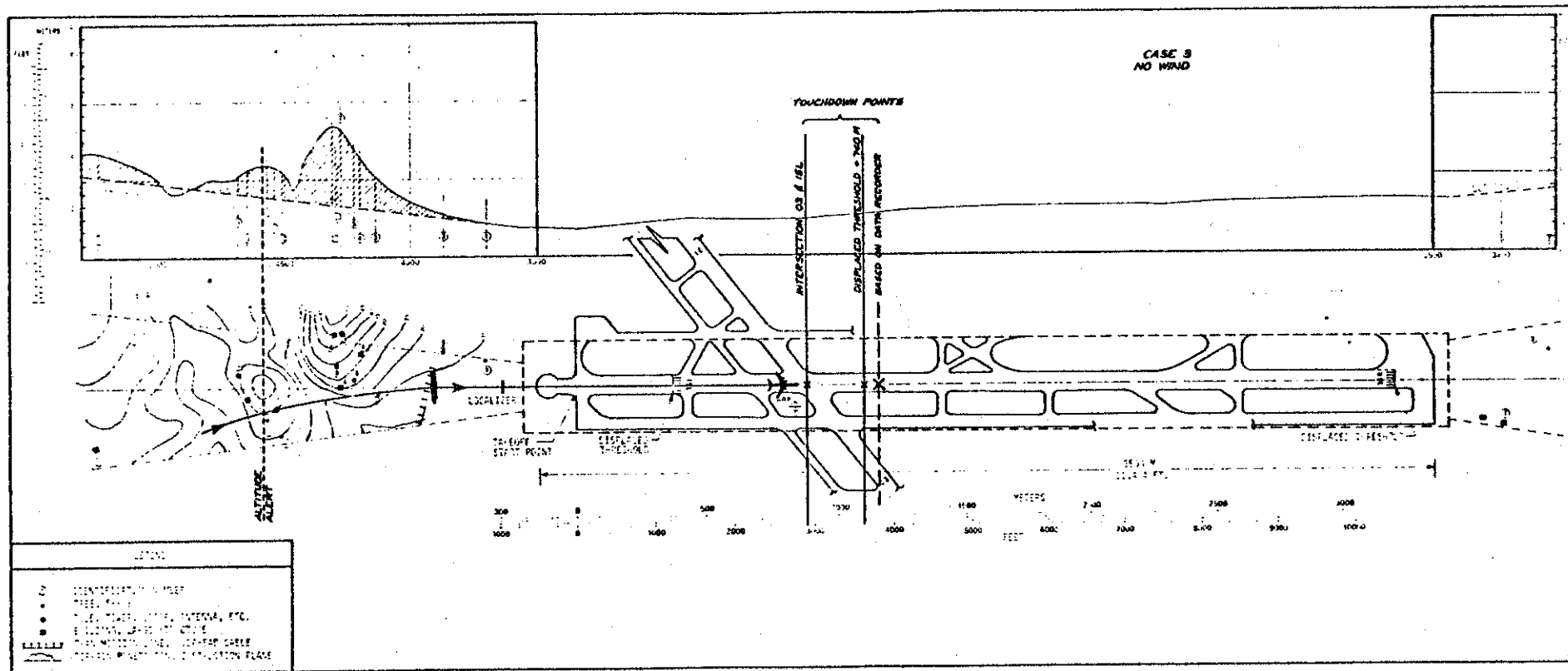


Figure 18



K&E  
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.

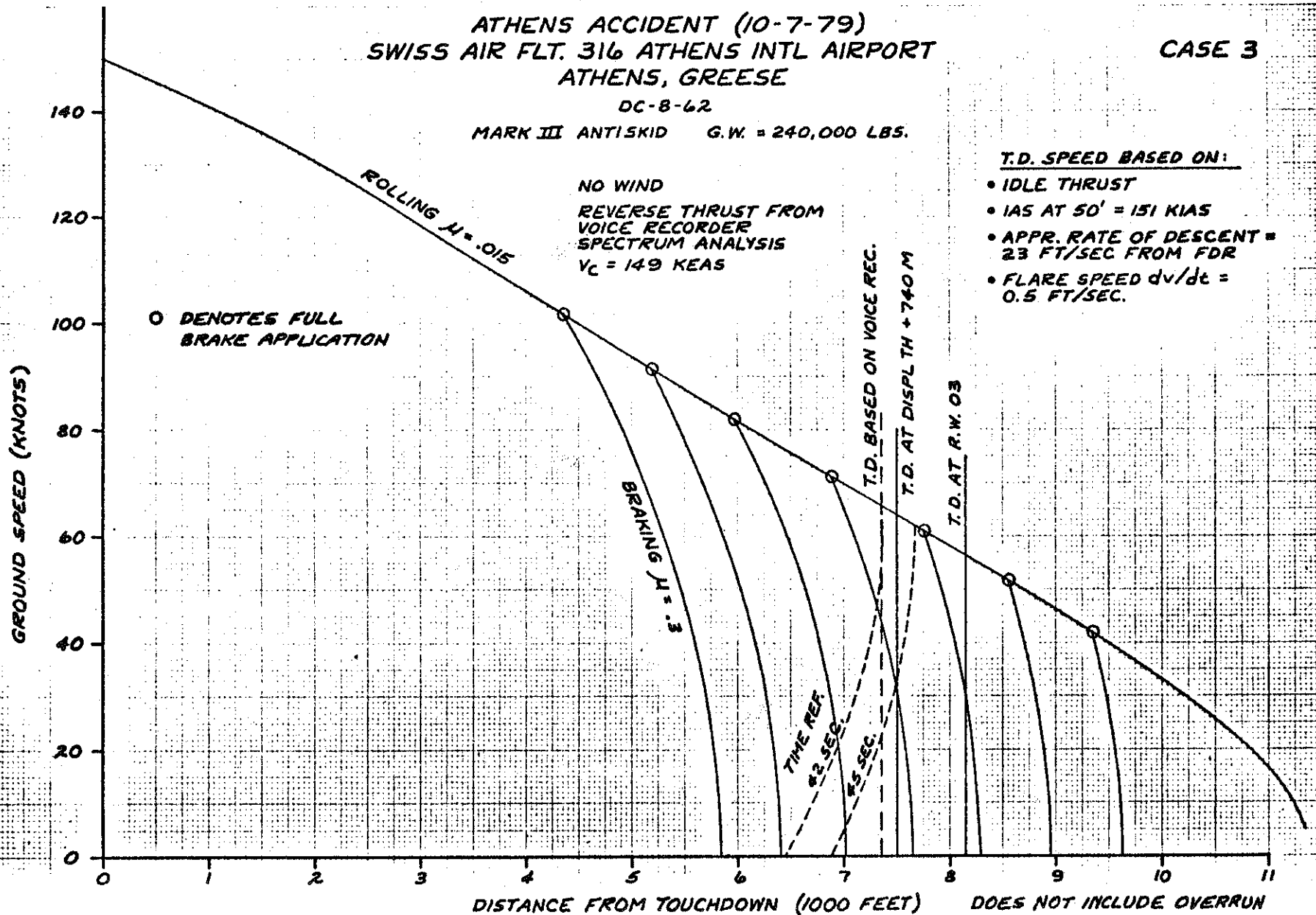


Figure 19

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

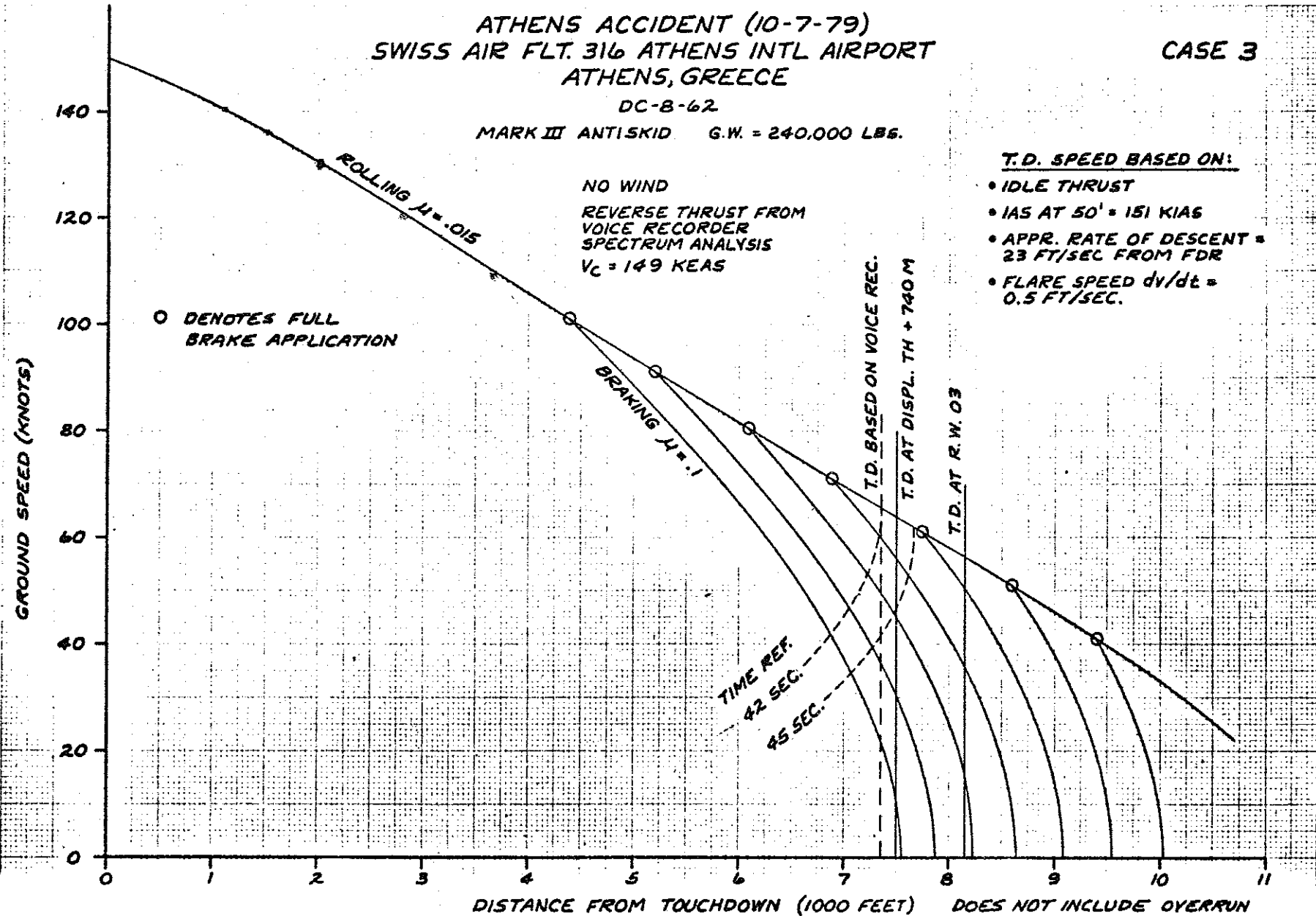
MARK III ANTISKID G.W. = 240,000 LBS.

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.

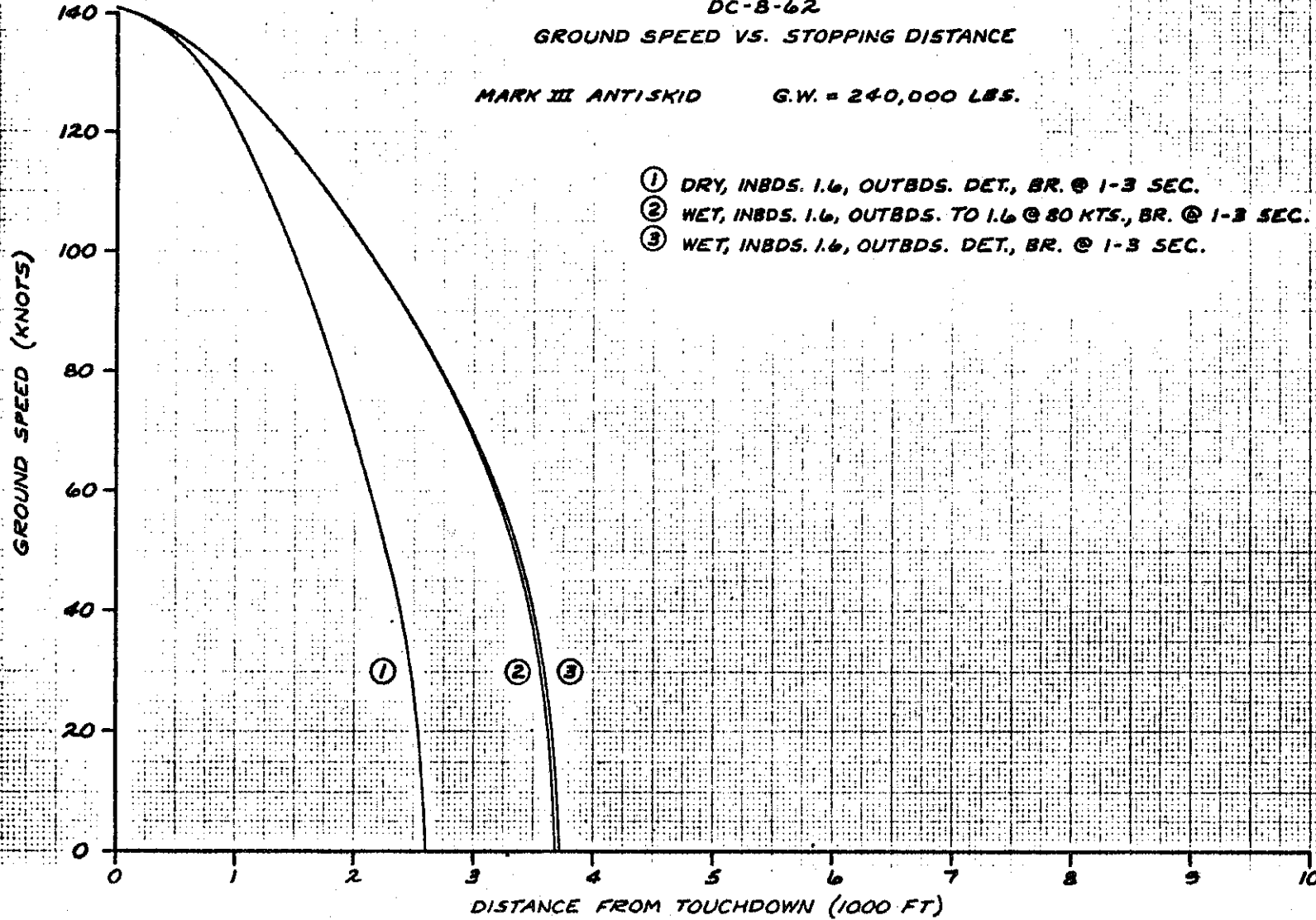
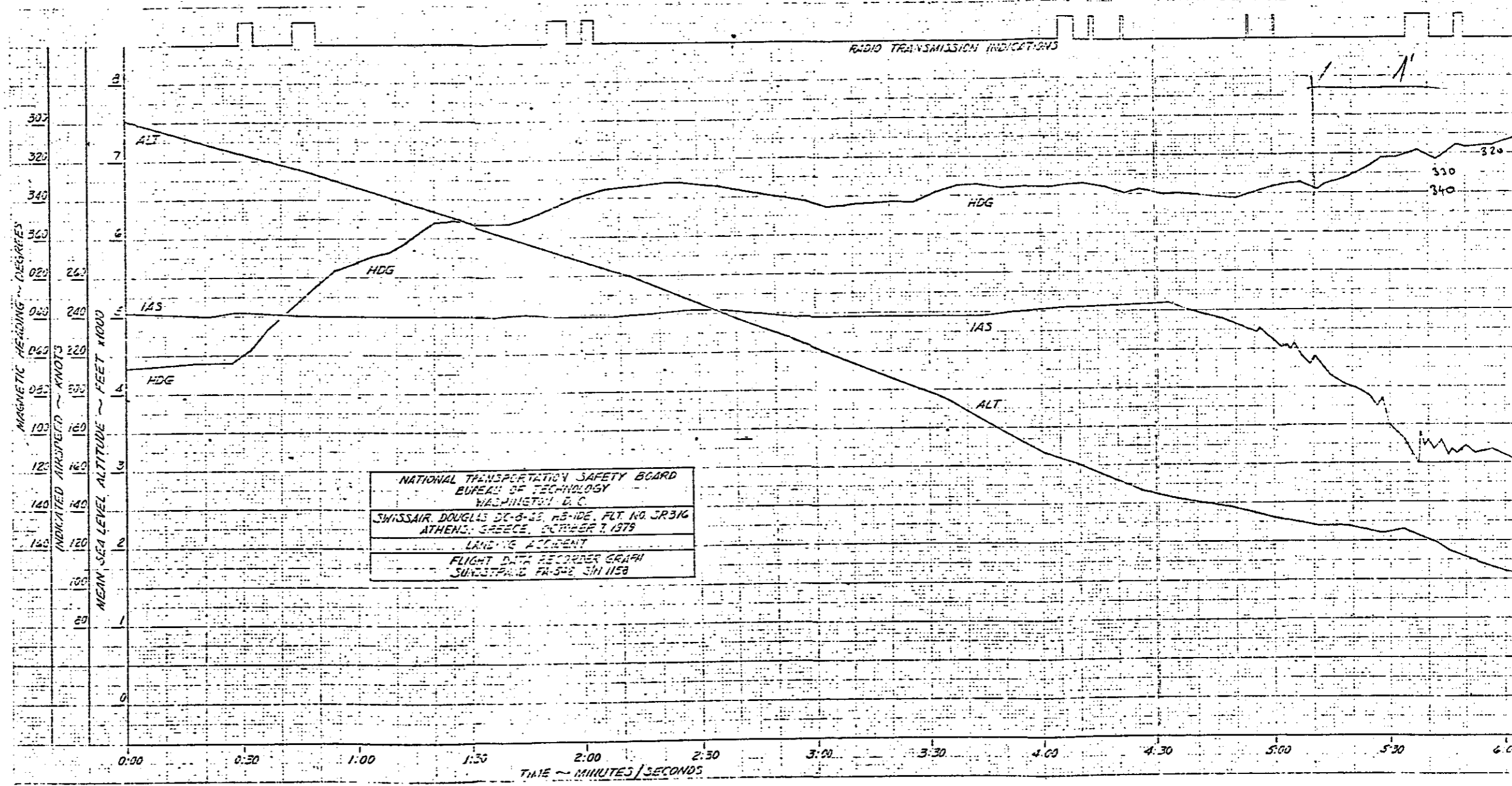


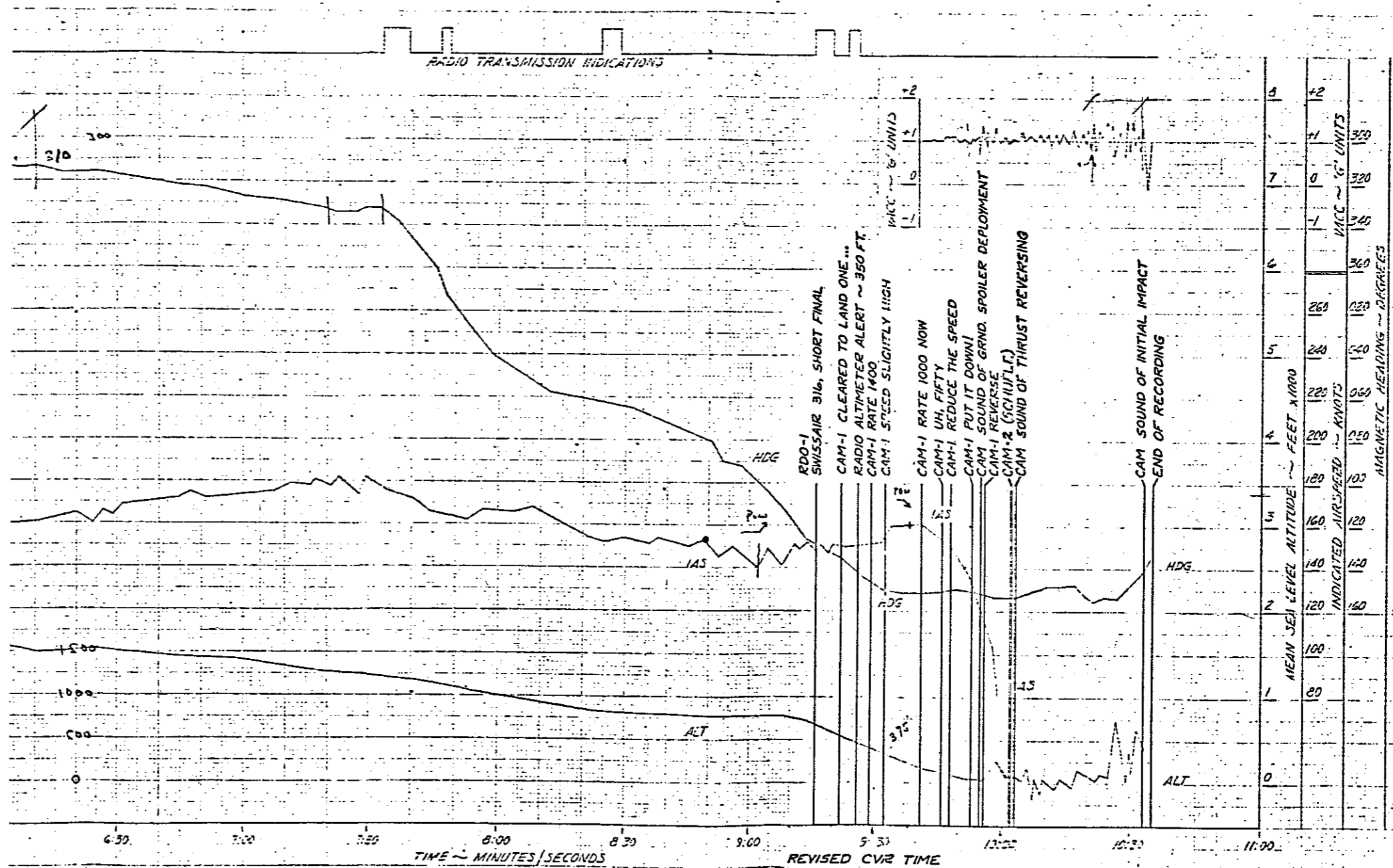
Figure 21

DOUGLASS

471107

471107





DCA 80-R-1001

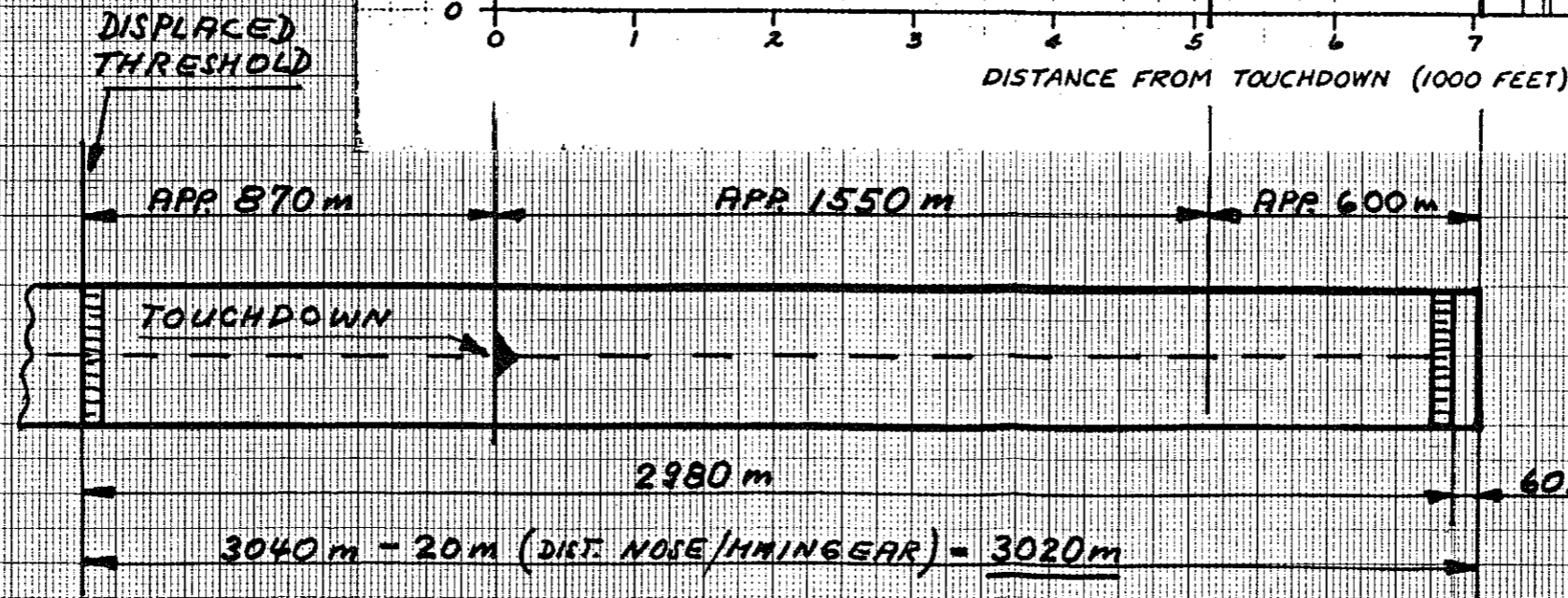
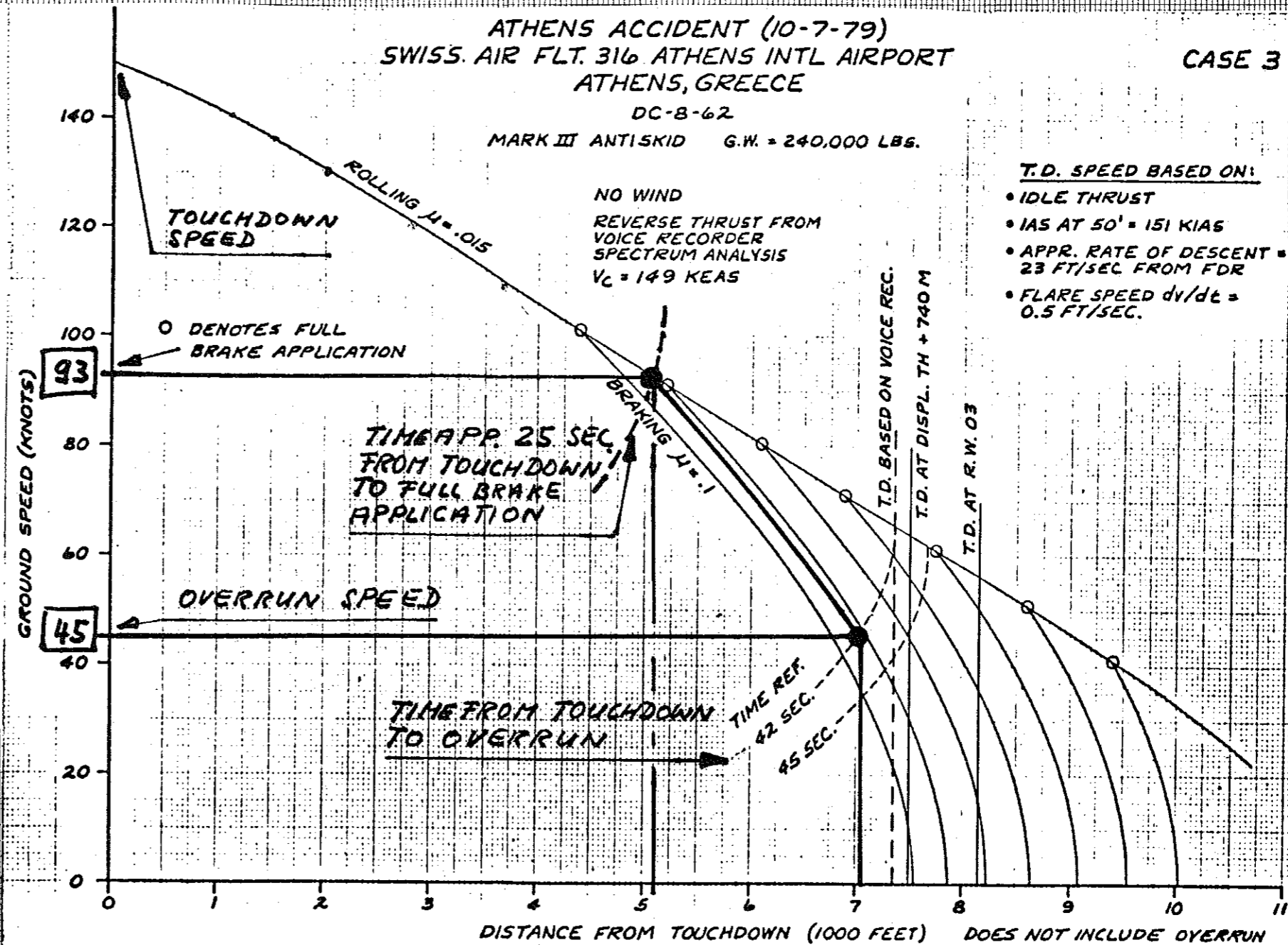
APT. NO. 80-2

OCTOBER 31, 1979

FIGURE 22

## DOUGLAS LANDING PERFORMANCE ANALYSIS CASE 3

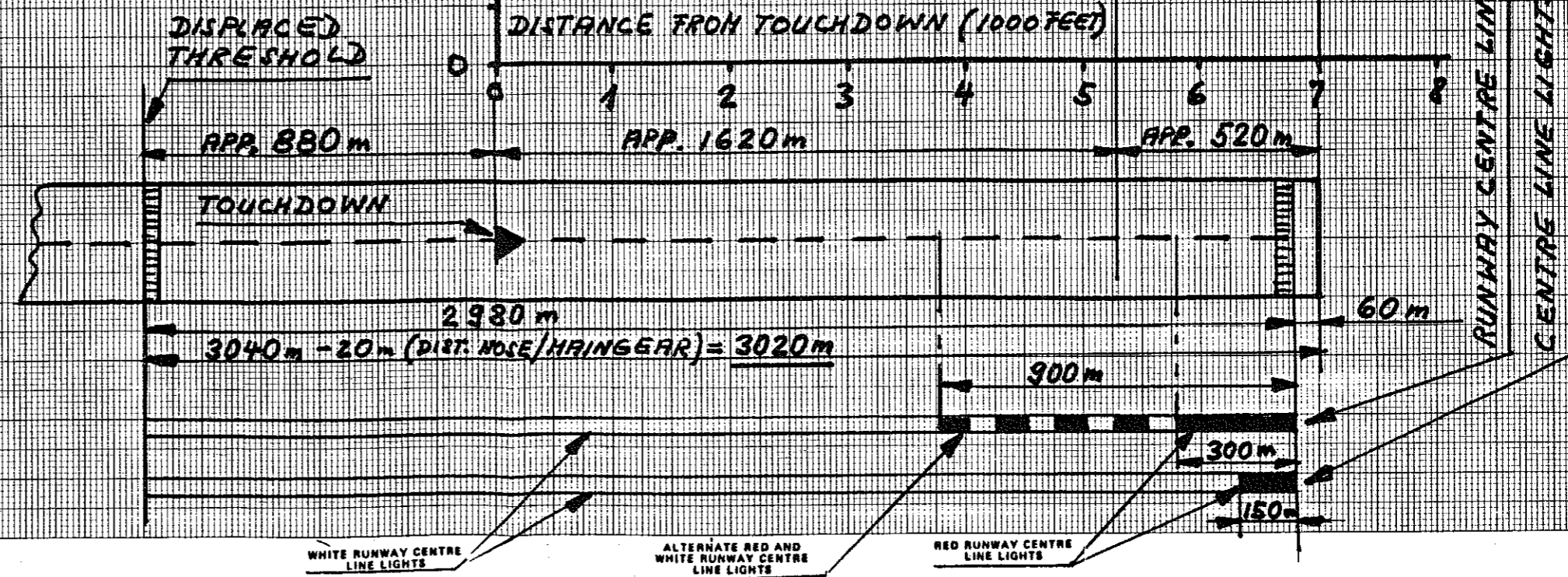
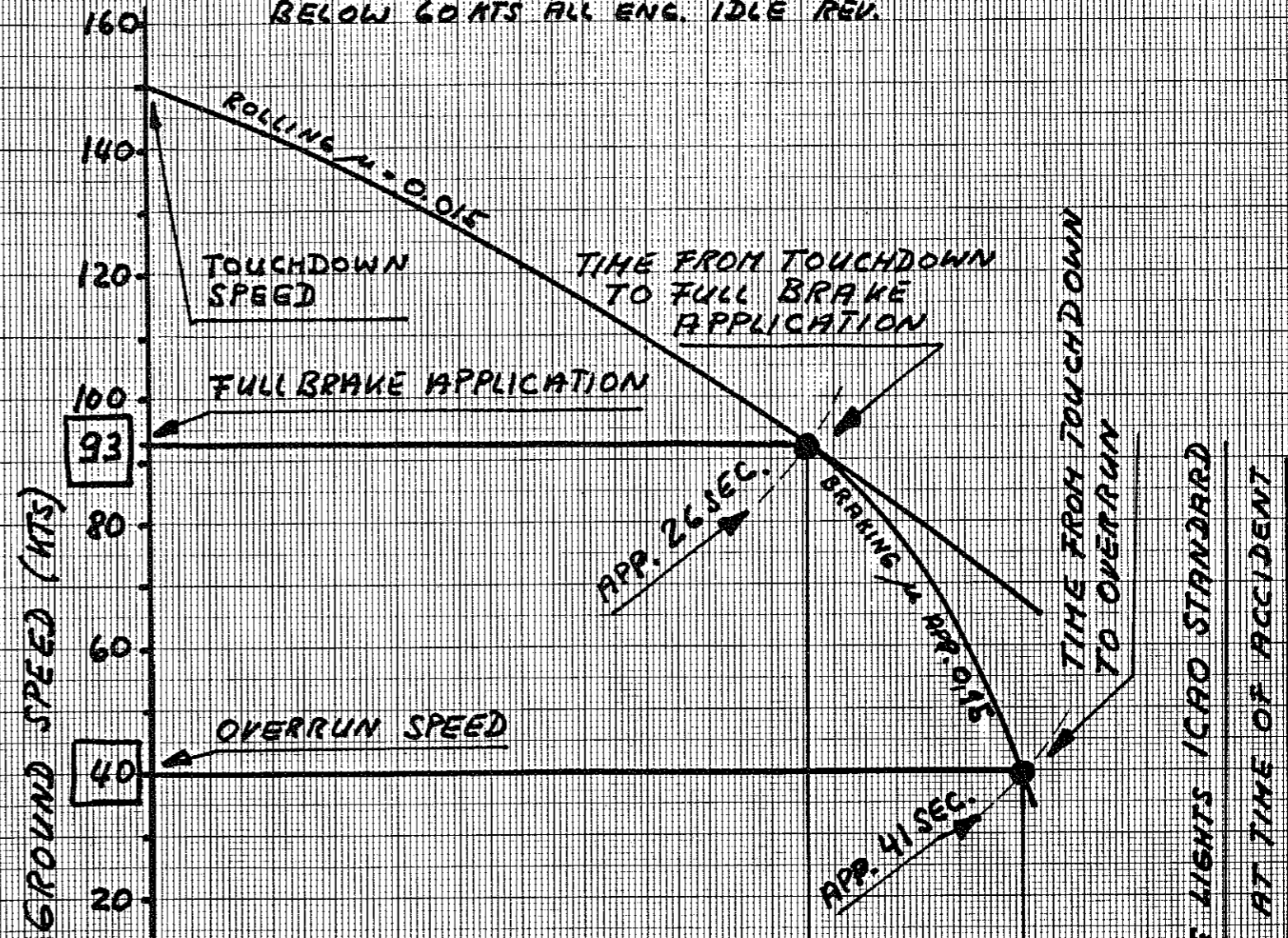
- touchdown speed 149 kts
- time from touchdown to full brake application app. 25 sec
- speed by full brake application 93 kts
- braking  $\mu$  0,1
- time from touchdown to overrun app. 42 sec
- overrun speed 45 kts
- distance from displaced threshold to touchdown app. 870 m
- distance from touchdown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



WHITE RUNWAY CENTRE LINE LIGHTS

ALTERNATE RED AND WHITE RUNWAY CENTRE LINE LIGHTS

RED RUNWAY CENTRE LINE LIGHTS

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.

