



2003

Aircraft Accident Digest
Recueil d'accidents d'aviation
Recopilación de accidentes de aviación

No. - N^o - Núm. 39

1992

*Approved by the Secretary General and published under his authority
Approuvé par le Secrétaire général et publié sous son autorité
Aprobada por el Secretario General y publicada bajo su responsabilidad*

INTERNATIONAL CIVIL AVIATION ORGANIZATION
ORGANISATION DE L'AVIATION CIVILE INTERNATIONALE
ORGANIZACIÓN DE AVIACIÓN CIVIL INTERNACIONAL

Published by authority of the Secretary General of the International Civil Aviation Organization, to whom all correspondence, except orders and subscriptions, should be addressed.

Publié sous l'autorité du Secrétaire général de l'Organisation de l'aviation civile internationale, à qui toute correspondance, à l'exception des commandes et des abonnements, doit être adressée.

Publicado bajo la responsabilidad del Secretario General de la Organización de Aviación Civil Internacional, a quien debe dirigirse toda la correspondencia, con excepción de los pedidos y suscripciones.

Orders should be sent to one of the following addresses, together with the appropriate remittance (by bank draft, cheque or money order) in U.S. dollars or the currency of the country in which the order is placed. Credit card orders (American Express, MasterCard and Visa) are accepted at ICAO Headquarters.

Envoyer les commandes à l'une des adresses suivantes en y joignant le montant correspondant (par chèque, chèque bancaire ou mandat) en dollars des États-Unis ou dans la monnaie du pays d'achat. Les commandes par carte de crédit (American Express, MasterCard et Visa) sont acceptées au Siège de l'OACI.

Los pedidos deben dirigirse a una de las direcciones siguientes junto con la correspondiente remesa (mediante giro bancario, cheque o giro internacional) en dólares estadounidenses o en la moneda del país de compra. En la Sede de la OACI se aceptan pedidos pagaderos con tarjetas de crédito (American Express, MasterCard y Visa).

International Civil Aviation Organization. Attention: Document Sales Unit
999 University Street, Montreal, Quebec, Canada H3C 5H7
Telephone: +1 (514) 954-8022; Facsimile: +1 (514) 954-6769; Sitatex: YULADYA; E-mail: sales@icao.int

Egypt. ICAO Regional Director, Middle East Office, Egyptian Civil Aviation Complex,
Cairo Airport Road, Heliopolis, Cairo 11776
Telephone: +20 (2) 267-4840; Facsimile: +20 (2) 267-4843; Sitatex: CAICAYA

France. Directeur régional de l'OACI, Bureau Europe et Atlantique Nord, 3 bis, villa Émile-Bergerat,
92522 Neuilly-sur-Seine (Cedex)
Téléphone: +33 (1) 46 41 85 85; Fax: +33 (1) 46 41 85 00; Sitatex: PAREUYA

India. Oxford Book and Stationery Co., Scindia House, New Delhi 110001
or 17 Park Street, Calcutta 700016
Telephone: +91 (11) 331-5896; Facsimile: +91 (11) 332-2639

Japan. Japan Civil Aviation Promotion Foundation, 15-12, 1-chome, Toranomon, Minato-Ku, Tokyo
Telephone: +81 (3) 3503-2686; Facsimile: +81 (3) 3503-2689

Kenya. ICAO Regional Director, Eastern and Southern African Office, United Nations Accommodation,
P.O. Box 46294, Nairobi
Telephone: +254 (2) 622-395; Facsimile: +254 (2) 226-706; Sitatex: NBOCAYA

Mexico. Director Regional de la OACI, Oficina Norteamérica, Centroamérica y Caribe,
Masaryk No. 29-3er. piso, Col. Chapultepec Morales, México, D.F., 11570
Teléfono: +52 (55) 52 50 32 11; Facsimile: +52 (55) 52 03 27 57; Sitatex: MEXCAYA

Nigeria. Landover Company, P.O. Box 3165, Ikeja, Lagos
Telephone: +234 (1) 4979780; Facsimile: +234 (1) 4979788; Sitatex: LOSLORK

Peru. Director Regional de la OACI, Oficina Sudamérica, Apartado 4127, Lima 100
Teléfono: +51 (1) 302260; Facsimile: +51 (1) 640393; Sitatex: LIMCAYA

Russian Federation. Aviaizdat, 48, 1. Franko Street, Moscow 121351
Telephone: +7 (095) 417-0405; Facsimile: +7 (095) 417-0254

Senegal. Directeur régional de l'OACI, Bureau Afrique occidentale et centrale, Boîte postale 2356, Dakar
Téléphone: +221 8-23-54-52; Fax: +221 8-23-69-26; Sitatex: DKRCAYA

Slovakia. Air Traffic Services of the Slovak Republic, Letové prevádzkové služby Slovenskej Republiky,
State Enterprise, Letisko M.R. Štefánika, 823 07 Bratislava 21, Slovak Republic
Telephone: +421 (7) 4857 1111; Facsimile: +421 (7) 4857 2105

South Africa. Avex Air Training (Pty) Ltd., Private Bag X102, Halfway House, 1685, Johannesburg, Republic of South Africa
Telephone: +27 (11) 315-0003/4; Facsimile: +27 (11) 805-3649; E-mail: avex@iafrica.com

Spain. A.E.N.A. — Aeropuertos Españoles y Navegación Aérea, Calle Juan Ignacio Luca de Tena, 14,
Planta Tercera, Despacho 3. 11, 28027 Madrid
Teléfono: +34 (91) 321-3148; Facsimile: +34 (91) 321-3157; Correo-e: sscv.ventasoci@aena.es

Thailand. ICAO Regional Director, Asia and Pacific Office, P.O. Box 11, Samyack Ladprao, Bangkok 10901
Telephone: +66 (2) 537-8189; Facsimile: +66 (2) 537-8199; Sitatex: BKKCAYA

United Kingdom. Airplan Flight Equipment Ltd. (AFE), 1a Ringway Trading Estate, Shadowmoss Road, Manchester M22 5LH
Telephone: +44 161 499 0023; Facsimile: +44 161 499 0298; E-mail: enquiries@afeonline.com;
World Wide Web: <http://www.afeonline.com>

FOREWORD

General

1. The purpose of the Aircraft Accident Digest is to disseminate accident report information to Contracting States. Publication of the Digest began in 1951. Over the years States have reiterated their interest in the Digest not only as a valuable source of information for accident prevention, but also as a training aid for investigators and educational material for technical schools.

Selection of accidents

2. The Digest contains accident reports selected by the Secretariat from those sent by States. Reports were selected on the basis of:

- a) their contribution to accident prevention; or
- b) the successful employment of useful or effective investigative techniques; and
- c) compliance with Annex 13 provisions including the format of the Final Report.

The Digest should not be seen as being statistically representative of the world distribution of accidents.

Editorial practices

3. The Final Reports are usually published as received. Accordingly, some deviations from standard ICAO editorial practices may occur. Lengthy reports may be abbreviated by omitting redundant information, appendices, attachments or diagrams. Minor changes in presentation and terminology may be introduced to ensure compliance with Annex 13 provisions.

States' cooperation

4. States are encouraged to send to ICAO those Final Reports which meet the criteria of 6.7 in Annex 13. The reports are normally submitted in one of the working languages of ICAO and should be in the format presented in the Appendix to Annex 13.

Digest publication

5. The Digest is produced once each year and includes accidents and incidents which occurred during a one-year period.

AVANT-PROPOS

Généralités

1. Le recueil d'accidents d'aviation a pour but de communiquer à tous les États contractants certains renseignements sur les rapports d'accidents. La publication du recueil a commencé en 1951. Au cours des années, les États ont manifesté à plusieurs reprises leur intérêt pour le recueil, parce qu'il constitue non seulement une source précieuse d'information pour la prévention des accidents, mais aussi une aide de formation pour les enquêteurs et un manuel éducatif pour les écoles techniques.

Sélection des accidents

2. Le recueil contient des rapports d'accidents choisis par le Secrétariat parmi ceux communiqués par les États. Ce choix repose sur les critères suivants:

- a) intérêt du rapport pour la prévention des accidents;
- b) utilisation fructueuse de techniques d'enquête utiles ou efficaces;
- c) conformité aux spécifications de l'Annexe 13, y compris celles concernant la présentation du rapport final.

Le présent recueil ne saurait être considéré comme représentatif, du point de vue statistique, de la répartition des accidents dans le monde.

Normes de rédaction

3. Les rapports finals sont généralement publiés tels qu'ils sont reçus. Par conséquent, ils peuvent présenter certaines différences par rapport aux normes OACI de rédaction. Certains rapports particulièrement longs sont abrégés par l'omission de renseignements redondants, d'appendices, de pièces jointes ou de schémas. De légères modifications sont parfois apportées à la présentation, ainsi qu'à la terminologie, afin d'assurer la conformité avec les dispositions de l'Annexe 13.

Coopération des États

4. Les États sont invités à envoyer à l'OACI des rapports finals conformes aux critères de 6.7 de l'Annexe 13. Les rapports sont normalement rédigés dans l'une des langues de travail de l'OACI et doivent être présentés comme il est indiqué dans l'Appendice à l'Annexe 13.

Publication des recueils d'accidents

5. Le recueil est publié une fois par an et comprend des comptes rendus d'accidents et d'incidents survenus au cours d'une année.

PREÁMBULO

Consideraciones de carácter general

1. El objeto de la Recopilación de accidentes de aviación es transmitir información sobre accidentes a los Estados contratantes. La publicación de esta serie se inició en 1951. Con el transcurso de los años, los Estados han reiterado su interés por la Recopilación, puesto que ésta constituye no sólo una valiosa fuente de datos para la prevención de accidentes, sino también una ayuda para la formación de investigadores, y sirve asimismo de material didáctico para las escuelas técnicas.

Selección de accidentes

2. La Recopilación contiene informes y accidentes elegidos por la Secretaría de entre los que envían los Estados. La selección se basa en los criterios siguientes:

- a) su aportación a la prevención de accidentes; o
- b) el empleo con éxito de técnicas de investigación consideradas útiles o eficaces; y
- c) el cumplimiento del Anexo 13 y también la forma de presentación del Informe final.

Desde el punto de vista estadístico, la Recopilación no debe considerarse representativa de la distribución mundial de los accidentes.

Forma habitual de presentación

3. Usualmente los informes finales se publican tal como se reciben. Por eso es posible que existan algunas discrepancias en relación con la forma habitual de presentación de la OACI. A veces, los informes extensos se abrevian eliminando información oficiosa, apéndices, adjuntos o diagramas. Se pueden introducir pequeños cambios en la presentación y la terminología con miras a dar cumplimiento al Anexo 13.

Cooperación de los Estados

4. Se alienta a los Estados a que transmitan a la OACI únicamente los informes finales que satisfagan los criterios señalados en el párrafo 6.7 del Anexo 13. Los informes se presentan normalmente en uno de los idiomas de trabajo de la OACI y deben tener el formato indicado en el Apéndice del Anexo 13.

Publicación de las recopilaciones

5. Las recopilaciones de accidentes se publican anualmente y contienen accidentes e incidentes ocurridos en el transcurso del año a que se refieren.

THIS PAGE INTENTIONALLY LEFT BLANK

TABLE OF CONTENTS

<i>1992 Accidents</i>	<i>Page</i>
1. Airbus Industries A320, accident near Strasbourg, France, on 20 January 1992. (ICAO Ref. 0006/92)	1
2. Boeing 737-204, accident at Cerca de Tucutí, Darién, Panama, on 6 June 1992. (ICAO Ref. 0350/92)	168
3. Airbus Industries A310-304, accident near Kathmandu, Nepal, on 31 July 1992. (ICAO Ref. 0122/92)	194
4. Airbus Industries A300, accident near Kathmandu, Nepal, on 28 September 1992. (ICAO Ref. 0078/92)	267
5. Boeing 747-258F, accident at Bijlmermeer, Amsterdam, Netherlands, on 4 October 1992. (ICAO Ref. 0124/92)	327
6. McDonnell-Douglas DC-10-30F, accident at Faro Airport, Portugal, on 21 December 1992. (ICAO Ref. 0155/02)	364

No. 1

Airbus Industries A320, F-GGED, accident near Strasbourg, France,
on 20 January 1992. Report released by the Ministère de l'Équipement,
des Transports et du Tourisme, France.

- SYNOPSIS -

Date de l'accident

Lundi 20 janvier 1992
à 18h20 UTC(*)

Lieu de l'accident

Lieu-dit "La Bloss"
Commune de Barr (Bas-Rhin)
(près du Mont Sainte-Odile)

Nature du vol

Vol régulier
Transport public de passagers

Personnes à bord

2 PNT
4 PNC
90 passagers

Résumé

Lors d'une approche VORTAC effectuée de nuit et en conditions IMC vers la piste 05 à Strasbourg-Entzheim, l'avion percute le mont "La Bloss" au cours de sa descente vers la piste, à environ 800 mètres d'altitude et 10,5 milles nautiques du seuil de piste.

Aéronef:

AIRBUS A320
Immatriculation F-GGED

Propriétaire:

DIA A.I. France LTD
7-2, YAESU 2-CHOME, CHUO-KU
TOKYO 104 JAPON

Exploitant

Compagnie AIR INTER

Conséquences

	Blessures			Matériel	Chargement	Tiers
	Mortelles	Graves	Légères			
Equipage	5	1		Détruit à 100 %	Détruit à 100 %	environ 1 ha de forêt détruit
Passagers	82	4	4			

(*) Les heures figurant dans ce rapport sont exprimées en temps universel coordonné (UTC), il convient d'y ajouter une heure pour obtenir l'heure en vigueur en France le jour de l'accident.

CHAPITRE 1.1 - DEROULEMENT DU VOL

Le 20 janvier 1992, l'Airbus A320 immatriculé F-GGED, exploité par la compagnie Air Inter effectue de nuit la liaison régulière entre Lyon-Satolas et Strasbourg-Entzheim sous indicatif radio ITF 148 DA. Le décollage de Lyon a lieu vers 17h20mn avec 90 passagers, 2 membres d'équipage technique et 4 membres d'équipage commercial.

Le vol s'effectue sans qu'aucun problème ne soit signalé par l'équipage. La piste en service à Strasbourg-Entzheim est la 05. Après avoir écouté les informations de l'ATIS, l'équipage prévoit d'effectuer une procédure d'approche ILS pour la piste 23, suivie d'évolutions à vue pour un atterrissage en piste 05.

Avant de transférer l'avion à l'organisme de contrôle d'approche de Strasbourg, le Centre Régional de la Navigation Aérienne (CRNA) Est de Reims l'autorise à descendre au niveau de vol 70 vers le point ANDLO (voir annexe 6).

A 18h09mn, le contact est établi avec le contrôle d'approche de Strasbourg. L'avion a croisé le niveau de vol 150 en descente et sa distance au VOR STR est d'environ 22 milles nautiques. Le contrôle de Strasbourg l'autorise à poursuivre sa descente vers l'altitude de 5000 pieds QNH, puis, après qu'il ait annoncé son passage d'ANDLO, l'autorise à une approche VOR-DME pour la piste 05.

Cependant, compte tenu de l'altitude et de la vitesse de l'avion, la procédure d'approche directe n'est plus réalisable, et l'équipage signale au contrôle son intention d'effectuer une procédure ILS 23 suivie d'évolutions à vue pour la piste 05. Le contrôle l'avertit que ce choix lui imposera une attente, car trois avions sont en instance de décollage, de la piste 05, sous plan de vol IFR. L'équipage adapte alors sa stratégie, et avise le contrôle qu'il effectuera une procédure complète VOR-DME pour la piste 05.

Le contrôle propose alors un guidage radar pour le ramener vers ANDLO en écourtant la procédure d'approche. L'avion est à quelques secondes du VOR STR. L'équipage accepte et effectue les évolutions que lui indique le contrôleur: virage à gauche vers le cap 230 pour un éloignement parallèle à l'axe de percée, puis virage de retour vers le point ANDLO.

A 18h19mn le contrôleur informe l'équipage que l'avion se trouve au travers du point ANDLO et l'autorise à l'approche finale. L'avion débute alors sa descente, sensiblement à la distance prévue par la procédure d'approche, soit 11 milles nautiques du VOR STR. Trente secondes plus tard le contrôleur demande à l'équipage de

rappeler à la verticale de STR. L'équipage accuse réception. C'est le dernier contact avec l'avion.

L'épave est retrouvée, à 22h35mn, sur un versant du mont "La Bloss" à une altitude topographique voisine de 800 mètres (2620 pieds), à environ 0,8 mille nautique (1500 m) à gauche de l'axe d'approche et à 10,5 milles nautiques (19,5 km) du seuil de piste.

CHAPITRE 1.2 - TUES ET BLESSES

Blessures	Equipage	Passagers
Mortelles	5	82
Graves	1	4
Légères		4

CHAPITRE 1.3 - DOMMAGES A L'AERONEF

L'aéronef est entièrement détruit.

CHAPITRE 1.4 - AUTRES DOMMAGES

La cargaison est entièrement détruite. Environ un hectare de forêt est détruit.

CHAPITRE 2.1 - ANALYSE DU SCENARIO DE L'ACCIDENT

Avertissement:

L'analyse qui suit doit être lue en tenant compte des limites dans lesquelles s'inscrit la conduite normale d'une enquête technique sur un accident. En particulier :

- les circuits organisés du retour d'expérience constituent la seule base disponible pour évaluer l'ordre de grandeur de la fréquence d'une anomalie. Cette référence est peu fiable car entachée de biais systématiques toujours orientés vers la sous-estimation des fréquences d'occurrence;

- pour des raisons évidentes de limitation de la durée de l'enquête, la prise en compte des anomalies ou incidents connus a été arrêtée pour cette analyse à la date du 1^{er} décembre 1992.

21.1 - Principes et éléments d'analyse

21.11 - Présentation de la méthode générale

21.111 - On appelle dans la suite de ce rapport "scénario de l'accident" la séquence factuelle (non interprétée) des événements significatifs qui ont abouti à l'accident. Les éléments d'information disponibles ou recueillis par l'enquête n'ont pas permis d'établir directement ce scénario. La commission a donc été amenée à utiliser des méthodes indirectes. Pour cela, elle a cherché à déterminer de façon aussi exhaustive que possible quels étaient les scénarios envisageables, pour sélectionner ensuite le(s) plus pertinent(s) pour sa réflexion sur de possibles recommandations de sécurité.

Pour maintenir néanmoins cette exploration dans des dimensions acceptables, elle a remarqué que tous les événements composant un scénario n'avaient pas le même poids. Elle a en particulier identifié pour le cas du F-GGED un événement déterminant, dont la compréhension pouvait orienter de façon décisive celle de l'accident. Cet événement est :

l'apparition et la non correction d'un taux moyen de descente de 3300 pieds par minute en approche au lieu d'un taux d'environ 800 pieds par minute qui aurait permis de rester sur un plan d'approche de 3,3° à la vitesse nominale d'approche.

Cet événement est dénommé pour la suite "pivot" des scénarios, et la commission a concentré son exploration systématique sur cet événement pivot. Cependant la compréhension des mécanismes directs de l'accident ne se réduit pas à l'explication de cet événement, quel que soit son caractère critique. La réalisation de l'accident implique d'autres événements, d'autres conditions, d'autres circonstances, qui constituent globalement le scénario de l'accident.

21.112 - Dans un premier temps (§ 21.2), la commission s'est donc attachée à expliquer cet événement pivot par une séquence ou des coïncidences d'événements primaires, de type panne ou erreur, liés à lui par des relations directes de cause à effet. Dans la suite de ce rapport, on appellera une telle séquence un "générateur" de l'accident.

Pour tenter de déterminer le générateur de cet accident, on a construit d'abord sous la forme d'un arbre l'ensemble des générateurs potentiels. On a procédé en utilisant le principe de dichotomie: en partant de l'événement pivot, on a divisé l'espace de ses origines possibles en deux branches complémentaires que l'on a subdivisé à nouveau en deux branches complémentaires, et ainsi de suite jusqu'à trouver un sous-ensemble, soit indivisible, soit dont on pouvait connaître l'état de vérité ou estimer la probabilité globale.

On a procédé ensuite à "l'élagage" de l'arbre à partir des éléments recueillis par l'enquête: données de vol enregistrées, renseignements fournis par l'examen ou les expertises de l'épave, analyse des défaillances connues, témoignages, etc.

21.113 - Pour chaque branche, la conclusion de l'analyse a été choisie parmi l'une des trois suivantes:

- générateur réfuté: l'hypothèse (panne ou erreur) impliquée ne peut pas s'être produite, et/ou elle n'a pas pu contribuer à l'événement pivot;
- générateur possible: l'hypothèse peut s'être produite et sa contribution potentielle au pivot serait alors directe et essentielle.
- facteur contributif possible: l'hypothèse peut s'être produite, mais sa contribution potentielle au pivot serait alors indirecte et secondaire. Elle participerait seulement à un contexte favorisant l'événement pivot, ou à un autre événement du scénario.

21.114 - Dans un deuxième temps (§ 21.3), la commission s'est attachée à compléter de façon détaillée le ou les scénarios de l'accident jugés possibles après élagage de l'arbre des générateurs. Elle a alors cherché à mettre en évidence les autres événements contributifs, et à établir la cohérence de l'hypothèse retenue avec la totalité des informations disponibles.

21.12 - méthode de sélection des générateurs possibles

21.121 - L'arbre des générateurs

L'annexe 14 présente l'arborescence schématique des hypothèses qui ont été explorées comme explication potentielle de l'événement pivot (apparition et maintien d'un taux de descente de 3300 pieds par minute en approche pour une valeur de référence de 800 pieds par minute environ).

Note : Cette recherche concerne dans certains cas beaucoup plus le mécanisme de la mise en descente que celui de son maintien. Ce que l'on cherche alors en toute rigueur, ce sont les mécanismes susceptibles de déclencher une telle descente, et compatibles avec une détection difficile de l'anomalie.

La présentation de cette arborescence obéit aux principes suivants:

- chaque branche représente un ensemble d'hypothèses, et deux branches issues d'un même parent sont complémentaires;
- le rang (R1, R2, etc) d'une branche mesure le nombre de dichotomies effectuées depuis l'événement pivot pour atteindre cette branche;
- le numéro de la branche de rang n est obtenu en ajoutant, à la fin du numéro du parent de rang (n-1), le chiffre "0" si on passe du rang n au rang (n-1) en parcourant la branche de gauche et le chiffre "1" si on emprunte la branche de droite (directions définies face à la figure).

La construction de l'arborescence a d'abord conduit à définir deux branches principales:

- la branche "0" regroupe l'ensemble des hypothèses dans lesquelles le taux de descente élevé résulte de la réaction normale de l'avion aux actions de l'équipage sur les commandes;
- la branche "1" regroupe l'ensemble des hypothèses dans lesquelles le taux de descente ne résulte pas de la réaction normale de l'avion aux actions de l'équipage sur les commandes.

21.122 - Contenu de la branche 0

21.122.1 - Dans ce premier ensemble, qu'on intitulera par la suite "taux de descente effectivement commandé par l'équipage", et qui regroupe tous les cas où l'avion a répondu normalement aux actions de l'équipage sur les commandes, on a d'abord distingué l'ensemble des commandes volontaires (branche 00), et l'ensemble des commandes effectuées involontairement (branche 01), c'est à dire sans

que l'équipage ait une conscience correcte de ce qu'il demande réellement à l'avion par l'intermédiaire des commandes de vol (manuelles ou automatiques).

21.122.2 - En développant la branche 00, on a examiné séparément:

- (branche 000): l'ensemble des hypothèses pour lesquelles la commande volontaire d'un taux de descente très élevé résulterait d'une erreur de positionnement, induite par une anomalie dans les données de navigation présentées à l'équipage par l'instrumentation de bord, et provoquée par une anomalie concernant soit les stations au sol (branche 0000), soit l'installation de bord (branche 0001).

- (branche 001): l'ensemble des hypothèses pour lesquelles la commande volontaire ne résulte pas d'anomalies d'information présentées à l'équipage.

21.122.3 - En développant la branche 01, on a distingué:

- les cas où l'équipage disposait d'une conscience correcte du mode vertical activé sur le pilote automatique (branche 011). La commande involontaire d'un taux de descente anormal supposait alors une conscience incorrecte de la valeur commandée elle-même, et on s'est attaché à en identifier les sources possibles, qui apparaissent dans les branches de rang supérieur.

- les cas au contraire où sa conscience du mode vertical actif n'était pas conforme à la réalité (branche 010). Dans ce cadre, on a identifié et analysé séparément deux mécanismes d'erreur: une absence d'action de changement de mode (branche 0100), et une erreur dans l'exécution du changement de mode (branche 0101).

21.123 - contenu de la branche 1:

21.123.1 - Dans ce deuxième ensemble, qui regroupe toutes les hypothèses où le taux de descente élevé ne résulte pas de la réaction normale de l'avion aux actions de l'équipage sur les commandes, on a isolé les cas (branche 10) où l'embarquée verticale résulterait d'une défaillance de l'un des moyens de pilotage et de contrôle de la trajectoire longitudinale (chaîne de profondeur et moteurs).

En explorant cette branche 10, on a d'abord distingué les cas de perte de la poussée (branche 100) des autres hypothèses. Celles-ci, regroupées dans la branche 101, concernent les défaillances de la chaîne de commande de profondeur, depuis le panneau de commande des modes de

pilotage automatique jusqu'aux servocommandes elles mêmes. Ces défaillances ont été explorées systématiquement en utilisant la nomenclature ATA, et en examinant d'une part (branche 1010) les composantes fonctionnelles de la chaîne situées en amont de la prise en compte de la consigne (VS ou FPA) par le FMGC, et d'autre part (branche 1011) les composantes fonctionnelles situées en aval, chargées du traitement et de l'application de la consigne.

21.123.2 - La branche complémentaire (11) regroupe alors toutes les autres causes possibles d'embarquée verticale: perte de contrôle aérodynamique d'une part (branche 110), et d'autre part tous les autres cas (qui comprennent essentiellement les ruptures structurales en vol) (branche 111).

21.13 - Rappel des informations techniques essentielles

L'ensemble des documents et enregistrements disponibles, ainsi que les études, essais et recherches effectués et rapportés au chapitre 117 du présent rapport, permettent d'établir les éléments suivants concernant la phase de régulation radar et l'approche finale:

- les enregistrements QAR et CVR montrent que le commandant de bord était aux commandes (PF) et que le pilote automatique n°1 était engagé jusqu'à l'accident. L'auto-poussée est restée engagée en mode SPEED ;

- le mode de pilotage automatique était un mode sélectionné (par opposition au mode "managé"). En effet, la vitesse d'évolution de l'avion ne correspond pas à la vitesse cible en mode managé avant la sortie des hypersustentateurs pour l'altitude de 5000 ft et le cost index 55 presque certainement prise en compte par le FMS (valeur inscrite dans la COROUTE). On remarque qu'elle est cohérente avec la vitesse managée pour la croisière vers Strasbourg).

- les études rapportées au § 117.5 montrent qu'il n'y a pas eu de changement de mode de pilotage automatique pendant le dernier virage et la mise en descente (à l'exception du dégagement du mode ALT pour commander la mise en descente), et que le mode actif pendant cette phase du vol était presque certainement la référence HDG-VS;

- les conversations de l'équipage qui ont été comprises à l'écoute de l'enregistrement CVR ne comportent aucune mention explicite d'anomalie concernant le fonctionnement de l'avion, des moyens de navigation, ou des instruments de bord (voir la transcription du CVR en annexe);

- l'enregistrement QAR montre qu'aucun des deux FMGC n'était déclaré en panne;

- la trajectoire du F-GGED a pu être reconstituée avec une bonne précision en utilisant notamment l'enregistrement du radio-altimètre (voir § 117.8). La trajectoire enregistrée FMGC1 présente avec cette trajectoire de référence un écart latéral maximum d'environ 0,15NM. Compte tenu de la précision du calcul de position FMGC en mode DME/DME, ceci est une indication de fonctionnement correct du FMGC1 pour la navigation horizontale (voir § 117.342).

- la database utilisée par le F-GGED déclarait le VOR et le TACAN non co-implantés. Dans ces conditions les FMGC du FGED n'ont jamais exploité le VOR STR pour le calcul de position en approche finale.

- l'enregistrement QAR indique que les deux récepteurs VOR étaient accordés sur STR pendant le virage de procédure, que le commandant de bord a sélectionné le mode ROSE VOR sur son écran de navigation au début du virage de procédure, et qu'il a conservé ce mode jusqu'à l'accident à l'exception d'une période d'une dizaine de secondes, où il est repassé sur le mode ARC NAV, alors qu'il venait de recevoir du contrôle l'information "...vous êtes à quatre nautiques d'ANDLO ...travers gauche d'ANDLO."

21.2 - analyse de la branche 0: hypothèse d'une trajectoire effectivement commandée par l'équipage

21.21 - Branche 00 : trajectoire commandée volontairement

21.211 - branche 000 : commande volontaire suite à une erreur de positionnement induite par les données présentées à l'équipage

21.211.1 - Branche 000 0: origine de l'erreur dans les systèmes de radionavigation au sol

21.211.11- Le fonctionnement de la station au sol TACAN a fait l'objet d'une vérification en vol dans les jours suivant l'accident (voir § 117.4), et cette vérification n'a mis en évidence aucune anomalie. Par ailleurs, un majorant des erreurs attribuables à la station sol (erreur de retard systématique, erreur dues aux multitrajets) peut être évalué à 0,25NM.

Une erreur de cet ordre de grandeur sur la distance ne peut pas avoir contribué à l'accident. Ceci permet de réfuter les hypothèses contenues dans la branche 000 01 de l'arbre des générateurs.

21.211.12- Le fonctionnement de la station au sol VOR a également fait l'objet d'un contrôle en vol dans les jours suivant l'accident (voir § 117.4), et cette vérification a montré que cette station présentait des caractéristiques comprises dans les tolérances fixées par l'OACI. Cependant l'examen des courbes de taux de modulation et d'erreur relevés lors des vols de vérification depuis 10NM jusqu'au VOR fait apparaître les éléments suivants:

- l'erreur moyenne sur le radial 231° émis par le VOR est d'environ 1° : le radial 231° émis se situe en réalité sur le radial 232°, soit 1° à gauche de l'axe d'approche publié dans le sens de l'approche;

- sur l'axe d'approche, le signal est perturbé, très probablement par la composition du signal direct et de signaux réfléchis par les obstacles, entre 9 NM et 8 NM de la station. Cette perturbation est à caractère sinusoïdal, de basse fréquence et son amplitude maximale est de 3° à 4°. Elle peut provoquer une oscillation des indications VOR à bord, dont l'importance dépend des caractéristiques de filtrage de la chaîne de traitement du signal. Une simulation a montré (voir § 117.421) qu'une telle perturbation du signal d'entrée est reproduite en sortie d'un récepteur VOR Collins-700 légèrement atténuée et déphasée.

Il faut ajouter que dans les toutes dernières secondes du vol, l'avion était très proche de l'horizon d'émission de la station, voire au-dessous, à cause du masque représenté par le Mont La Bloss. Ceci a pu provoquer une altération de l'indication à bord.

On relève de fait une incohérence entre la position de l'avion telle qu'elle ressort de la trajectoire de synthèse présentée au § 1.17.8 et la lecture des indications VOR de bord faite par le copilote à l'instant QAR 3049: "sur l'axe", puis 3054: "on arrive sur l'axe... un demi-point de l'axe".

A cet instant, d'après la trajectoire de synthèse, l'avion est sur le radial 236°, soit à 4° du radial moyen de référence tel que relevé par l'avion laboratoire lors de la vérification en vol. Or l'indication "un demi-point de l'axe" signifie que la barre d'écart sur le ND indique au copilote un écart brut angulaire de 2,5° par rapport à l'axe d'approche finale sélectionné. Il y a donc une incohérence de 4° avec l'annonce "sur l'axe" et de 1,5° avec l'annonce "un demi-point de l'axe". On peut considérer ces annonces comme des lectures instantanées exactes des indications fournies par le ND (écran de navigation). Dans ce cas l'indication était affectée d'une fluctuation d'un demi point au moins en quelques secondes. On peut également

considérer l'annonce "sur l'axe" comme une anticipation de résultat, reprise ensuite sous la formule "on arrive sur...".

A ce même instant, l'avion est situé à 8,7 NM du VOR STR, soit dans la zone de distorsion du signal reçu, dont on a vu qu'elle était susceptible d'entraîner des écarts allant jusqu'à 4°, ces variations pouvant s'apparenter à des oscillations d'aiguille.

En conséquence, les caractéristiques du signal reçu peuvent expliquer à elles seules l'incohérence relevée entre la position effective de l'avion à cet instant et l'indication VOR à bord du F-GGED.

Note : on traitera plus loin de l'hypothèse supplémentaire d'un battement des indications VOR dû aux caractéristiques de l'installation de bord.

Cette altération probable des indications VOR reçues par l'avion ne peut cependant pas avoir contribué directement à une mise en descente à taux élevé, ou au maintien de cette anomalie. On a vu que le VOR STR n'avait pas été utilisé par les FMGC, et dans une telle procédure l'équipage n'utilise pas le VOR pour le positionnement longitudinal du point de début de descente. Ceci permet de rejeter la branche 000 00 en tant que générateur possible de l'accident.

La commission s'est par ailleurs interrogée sur la contribution possible de ces altérations VOR sur la charge de travail. Deux aspects sont à considérer ici. Tout d'abord, le décalage moyen du radial 231° en radial 232, qui n'a qu'un effet minime sur la géométrie de l'alignement, joue plutôt dans un sens favorable à la capture, car la trajectoire est trop intérieure.

En revanche, la distorsion qui se fait sentir entre 9 et 8 NM, alors que l'équipage est préoccupé par la rejointe de l'axe, peut avoir compliqué sa tâche à son insu par une indication instable.

Les éléments précédents permettent à la commission d'exclure des générateurs possibles toute erreur de positionnement significative ayant pour origine les systèmes au sol, et par conséquent de réfuter la branche 000 0 de l'arbre des générateurs. En revanche la commission n'exclut pas que l'instabilité du signal VOR reçu entre 9 et 8 NM ait pu constituer un facteur contributif à la non détection de l'anomalie de taux de descente par l'équipage, en augmentant sa charge de travail durant cette phase de la capture de l'axe.

21.211.2- Branche 000 1: origine dans les systèmes de bord

21.211.21- Il reste par conséquent à examiner les hypothèses permettant d'expliquer une mise en descente volontaire, effectuée par suite d'informations de position erronées, avec une erreur ayant son origine dans les systèmes de bord.

On sait que le commandant avait sélectionné le mode d'affichage ROSE VOR sur son écran de navigation pour toute la durée du virage de procédure et de l'approche finale, sauf au temps QAR 2959 où il a sélectionné le mode ARC NAV/20NM pendant une douzaine de secondes. A l'exception de ce court instant, il a donc utilisé d'une part les informations VOR de relèvement et d'écart par rapport à l'axe, d'autre part de distance DME par rapport à STR, pour effectuer l'alignement sur l'axe et la mise en descente finale. On a donc analysé (branche 000 11) les anomalies susceptibles d'affecter ces données brutes ("raw data") et leur contribution possible au pivot de l'accident. Parce qu'on ne connaît pas le mode d'affichage utilisé par le copilote, on a également examiné (branche 000 10) la contribution possible des anomalies susceptibles d'affecter les cartes présentées par les écrans de navigation sur les modes ROSE NAV et ARC.

En ce qui concerne les anomalies susceptibles d'affecter les données brutes (raw data), on a examiné séparément les informations VOR et les informations DME.

21.211.22 - Informations VOR (branche 000 110) :

Le F-GGED était équipé de deux récepteurs VOR Collins-700. Les enregistrements du QAR montrent que ces deux récepteurs étaient accordés sur la fréquence du VOR STR et qu'aucun défaut n'était détecté par leur dispositif d'auto-surveillance.

On examine ici les anomalies non surveillées susceptibles d'avoir affecté les indications fournies à l'équipage, en plus des anomalies dues au signal reçu et examinées plus haut. Les anomalies de ce type, susceptibles d'affecter cet équipement, sont rappelées au § 117.32.

On peut exclure tout d'abord l'hypothèse d'une indication de relèvement stable mais fausse, telle que visée par la branche 0001101 de l'arbre des générateurs. En effet ce défaut n'a été constaté que sur des récepteurs fabriqués par un autre équipementier que Collins. Le constructeur attribue la différence de traitement des signaux VOR reçus, aux caractéristiques différentes des filtres utilisés par l'un et l'autre équipementier.

En revanche des battements de l'aiguille des relèvements et de la barre d'écart, dus à une trop forte métallisation du carénage de l'antenne, sont bien susceptibles d'affecter les équipements Collins-700-200. Cette anomalie fait l'objet de la branche 0001100 de l'arbre des générateurs.

Il est impossible de démontrer sur un plan technique qu'une telle anomalie s'est effectivement produite, ou ne s'est pas produite, pendant la phase d'approche. La transcription du CVR ne comporte aucun signe que l'équipage aurait détecté un tel phénomène. La fréquence des battements peut être assez faible pour que le déplacement intempestif des indications ne soit pas décelé lors d'une consultation rapide de l'instrument, mais la transcription du CVR montre que l'équipage exploite attentivement les informations brutes du VOR pendant la phase d'interception et d'alignement. Plusieurs commentaires sont exprimés, qui sont tous cohérents avec la trajectoire de synthèse, sauf aux temps QAR 3049 et 3054 déjà examinés ci-dessus au titre de la qualité d'émission de la station sol VOR.

En particulier, au temps QAR 2983, le copilote dit "... il aurait fallu que tu ouvres au zéro sept zéro" (en d'autres termes, le copilote fait remarquer au commandant qu'il aurait dû desserrer le virage en prenant le cap 070°). Au temps 2985, le commandant répond "ouais ouais". Au temps 2987 le copilote ajoute "au moins". Ces commentaires sont parfaitement cohérents avec la position de l'avion qui est effectivement trop à l'intérieur de la trajectoire idéale. Enfin, au temps QAR 3054, alors que l'avion revient vers l'axe, le copilote dit, en faisant probablement référence aux écarts passés: "là, voilà, il a été au soixante, c'est bon tu vois ici". Or on peut interpréter cette phrase du copilote comme une allusion au début de la descente, qui a été effectivement commencée sur le relèvement 060° de STR.

En conséquence, s'il y a eu des battements d'indications VOR, leur fréquence était suffisamment faible pour ne pas être détectée ou du moins ne pas susciter de remarque de la part d'un équipage attentif, et leur amplitude était suffisamment faible pour ne pas empêcher une perception correcte de la dynamique d'interception de l'axe.

Enfin, dans la gestion verticale d'une telle procédure, l'équipage n'utilise pas le VOR pour le positionnement longitudinal du point de début de descente. Dans le plan latéral, les difficultés initiales d'alignement rencontrées par le commandant résultent directement du positionnement du point de virage en fin d'éloignement, et des sélections de cap qu'il a effectuées, et qui ne permettaient pas une interception de l'axe au point prévu. Le fait que le copilote l'ait assez rapidement remarqué et exprimé, et que le commandant l'ait approuvé, indique que les indications VOR dont disposait l'équipage

n'étaient affectées d'aucune anomalie suffisante pour altérer significativement sa perception de la position relative de l'avion.

La commission considère donc l'hypothèse de battements VOR dûs à l'installation de bord, présentée dans la branche 000 1100, comme très improbable. De plus, dans le cas où de tels battements se seraient produits, ils n'auraient pu contribuer directement à l'événement pivot, et cette hypothèse ne peut donc pas constituer un générateur de l'accident. Si néanmoins ils se sont produits, et bien que non détectés, ils ont pu constituer un facteur contributif, en augmentant un peu la charge de travail de l'équipage dans la phase de capture de l'axe d'approche antérieure et immédiatement postérieure à la mise en descente.

21.211.23 - Informations DME (branche 000 111):

Rappel: à Strasbourg la station sol de mesure de distance est une balise TACAN militaire. Les informations fournies par ce type de balise sont exploitables par les équipements DME embarqués.

Une erreur dans la distance au TACAN STR indiquée à l'équipage, qui se serait traduite par une sous-estimation importante de la distance réelle, aurait pu conduire l'équipage à se croire plus proche de STR qu'il n'était en réalité et donc, compte tenu de son altitude, à se croire au-dessus du plan de descente publié pour cette approche. Dans cette hypothèse, le pilote aurait alors pu chercher à rejoindre le plan de 3,3' en accentuant sa descente. L'erreur de distance aurait également pu, lors d'un contrôle de hauteur de passage, donner à l'équipage une idée fautive de sa position par rapport au plan de référence. On a donc examiné les possibilités de défaillance technique de l'installation de bord DME.

Le F-GGED était équipé de deux équipements Collins-700-020. Une analyse des anomalies connues susceptibles d'affecter les informations brutes de distance fournies par ces équipements fait l'objet du § 117.31.

La lecture et l'exploitation du contenu de la mémoire non volatile du BITE des deux équipements récupérés sur le site a permis de faire la démonstration qu'ils n'avaient pas pu être affectés par le défaut dénommé "sleeping mode".

En ce qui concerne les défauts "deaf mode" et "jumping mode", l'hypothèse de leur occurrence a été techniquement réfutée (voir le § 117.325.2 et 117.325.3).

Les deux paragraphes précédents permettent en conséquence de réfuter la branche répertoriée 000 111 0 de l'arbre des générateurs.

En revanche, un autre défaut conduisant à des indications de distance DME erronées a été identifié postérieurement à l'accident (voir § 117.325.4). L'hypothèse de l'occurrence de ce défaut ne peut pas être écartée dans l'état des connaissances prévalant à la date de rédaction du rapport. Plus généralement, la démonstration technique absolue du fonctionnement correct des récepteurs DME du F-GGED ne peut pas être apportée de façon formelle.

Cependant plusieurs éléments contredisent l'hypothèse d'une telle défaillance, ou du moins celle qu'elle ait pu contribuer à la mise en descente à un taux excessif.

Au temps QAR 2382, le copilote annonce, sur demande du contrôle, une distance DME de 22 NM par rapport à STR qui correspond effectivement à la position de l'avion. Par la suite l'équipage ne fait aucune allusion à un retard de mise en descente, ou à un quelconque besoin de modifier le taux de descente prévu lors du briefing; il ne conteste pas la position "travers droit Andlo" (le mot "droit" étant par ailleurs inadapté en la circonstance) que lui indique le contrôleur au temps QAR 2991; il commande la mise en descente à 11,2 NM de STR, c'est-à-dire à la distance nominale prévue par la procédure, quinze secondes après l'autorisation d'approche finale donnée par le contrôle. Or il est hautement improbable que le commandant ait commandé cette mise en descente finale d'une approche VOR DME sans prendre en compte l'indication DME, ou que l'ayant fait, il n'ait pas détecté une incohérence d'indication.

En conséquence, la contribution possible d'une défaillance de l'installation de bord DME à l'accident se limite à la non détection du taux excessif de descente : une anomalie survenue au moment d'un contrôle de hauteur (par ailleurs non annoncé) sur l'instrument du pilote effectuant ce contrôle, aurait alors empêché ce pilote de prendre conscience de la hauteur anormalement faible de la trajectoire.

La commission considère donc l'hypothèse présentée dans la branche 000 111 1 comme extrêmement improbable. De plus, dans le cas où une anomalie de fonctionnement de l'installation de bord se serait néanmoins produite, elle n'aurait pas pu contribuer directement à l'événement pivot, et cette hypothèse ne peut donc pas constituer un générateur de l'accident. Une telle anomalie aurait pu cependant constituer un facteur contributif, en invalidant un éventuel contrôle hauteur/distance.

21.211.24 - Anomalies de carte affichée sur le ND
(branche 000 10)

La commission a analysé dans le détail les anomalies de carte connues à l'époque de l'accident. Cette analyse (cf § 117.34) permet d'exclure de façon formelle toutes les

anomalies connues à l'exception de deux. La première concerne uniquement la présentation en échelle 10 NM et conduit à un positionnement incorrect de la symbologie figurant la trajectoire. La seconde conduit à une symbologie figée sur le ND.

* **Note:** comme indiqué au paragraphe 117.221, on a noté, sur le site de l'accident, que les sélecteurs d'échelle étaient positionnés sur l'indexe 10 NM. Mais, lors de l'expertise du FCU, le sélecteur côté Commandant de bord était positionné sur 20 NM. Il n'est donc pas possible de connaître, de façon fiable les positions au moment de l'accident.

De plus, on peut remarquer que l'utilisation de l'échelle 10 NM est fort improbable pour cette approche, car ni STR, ni la piste n'apparaissent alors sur la carte au début de descente.

Quoi qu'il en soit, on sait que le commandant utilisait le mode ROSE VOR, dépourvu de carte, pour la phase d'alignement et de mise en descente, sauf pendant une dizaine de secondes environ quarante secondes avant la mise en descente.

La seule contribution possible d'une éventuelle anomalie de carte concerne donc le cas où, le copilote ayant affiché un mode carte, le commandant aurait utilisé cette carte en tournant la tête, ou bien aurait pris en compte des indications qui lui auraient été transmises silencieusement (le CVR n'en porte pas trace) par le copilote sur la base de cette même carte.

Mais au cours du dernier virage et pendant la phase d'interception de l'axe de percée, l'équipage commente à voix haute le cap de l'avion et les indications VOR. Toutes les interventions du copilote concernant la navigation latérale font référence aux informations d'écart brut et de relèvement, et sont parfaitement cohérentes avec la position réelle de l'avion. Les deux pilotes expriment leur accord quant à l'analyse de ces informations et montrent qu'ils ont clairement conscience que le virage est trop serré. Ils n'évoquent jamais la carte qui a été affichée pendant une dizaine de secondes sur le ND1, et en particulier, ne font pas état d'incohérence entre une carte et les informations brutes de radionavigation.

L'hypothèse d'une mise en descente volontaire à un taux quadruple du taux nominal sur la base d'un scénario du type évoqué plus haut, les indications de distance DME étant par ailleurs correctes, ne peut être raisonnablement retenue.

L'ensemble de ces éléments a conduit la commission à ne pas retenir une anomalie de carte (branche 000 10) comme générateur possible ou facteur contributif de l'accident.

21.212 - branche 001: commande volontaire, pour une autre raison qu'une erreur de positionnement induite par les données présentées à l'équipage.

21.212.1 - En cherchant toutes les raisons, autres que celles liées à une erreur de positionnement, susceptibles de conduire un équipage à décider une descente finale à un taux de 3300 ft/mn, on a d'abord étudié celles (branche 001 1) qui pouvaient être liées à une mauvaise compréhension ou à une mauvaise exécution de la procédure elle-même.

La branche 001 10 évoque l'hypothèse d'une volonté de descente rapide à la MDH, par exemple pour retrouver le plus rapidement la vue du sol et pour éviter le risque d'une acquisition trop tardive de cette hauteur, compromettant l'atterrissage. Cette hypothèse implique d'abord une confusion dans l'esprit de l'équipage entre le point d'approche intermédiaire (IF) ANDLO situé à 11NM de STR et le point d'approche finale (FAF) situé à 7NM de STR. Compte tenu des particularités de cette procédure (descente sous un angle constant dès ANDLO), une telle confusion n'est pas impossible. Mais cette hypothèse implique néanmoins soit un oubli, soit une violation délibérée par les deux pilotes de la règle de descente modulée par des couples distance/altitude minimum, et en particulier ici le couple 7NM STR/ 3660 ft.

Cette hypothèse est cependant hautement improbable pour les raisons suivantes:

- le CVR ne comporte pas la moindre allusion à cette démarche, très éloignée de celle prévue au briefing, et qui aurait appelé soit un avertissement de la part du commandant, soit une question de la part du copilote;

- le taux de descente adopté est tout à fait excessif: presque le triple des valeurs usuelles employées pour une telle démarche. Or l'équipage a parfaitement conscience qu'il n'est pas encore sur l'axe (cf CVR), et il connaît bien le site et l'existence d'un relief important au dessous de sa trajectoire.

En conséquence, la commission a considéré l'hypothèse d'une descente volontaire à 3300 ft/mn jusqu'à la MDH comme hautement improbable.

21.212.2 - La branche 001 110 de l'arbre des générateurs évoque l'hypothèse d'une erreur de calcul sur le taux de descente à adopter (en mode VS), compte tenu de la pente de descente de 5,5% indiquée sur la fiche de procédure.

La commission a considéré cette hypothèse hautement improbable car la valeur de consigne est beaucoup trop éloignée des valeurs normales de vitesse verticale en approche finale pour qu'une telle erreur de calcul échappe aux pilotes.

La branche 001 110 de l'arbre des générateurs évoque entre autres possibilités, l'hypothèse d'une confusion par le pilote aux commandes entre la distance DME STR et la distance au seuil de piste. On peut remarquer que la fiche de procédure utilisée par l'équipage comporte une échelle de distance au seuil de piste. Dans le cas d'une telle confusion, l'équipage aurait eu l'impression d'être en retard pour sa descente.

La commission a considéré cette hypothèse hautement improbable. En effet, l'erreur commise sur la distance sous cette hypothèse serait d'une valeur relative (2,5 NM sur 11 NM) qui ne permet en aucun cas d'expliquer une mise en descente à un taux aussi élevé. De plus, la mise en descente s'est effectuée à la distance nominale.

Enfin on a envisagé l'hypothèse d'une illusion visuelle conduisant le pilote aux commandes à augmenter considérablement la pente de la trajectoire après acquisition d'un (mauvais) repère visuel. Cette hypothèse, représentée par la branche 0010 de l'arbre des générateurs est réfutée sur la base des informations météorologiques disponibles et des autres éléments du dossier (phares sortis non allumés...), qui montrent que la mise en descente et la descente finale se sont effectuées hors de la vue du sol.

L'ensemble de ces éléments a conduit la commission à ne retenir aucune des hypothèses contenues dans la branche 001 comme générateur possible ou facteur contributif de l'accident.

21.22 - Branche 01: trajectoire commandée involontairement

21.221- Branche 010: commande involontaire par inconscience du mode vertical

Cet ensemble regroupe toutes les hypothèses associées à une perte de conscience de la référence verticale de pilote automatique, en l'occurrence le mode VS (voir § 1.17.5) par l'équipage, et en particulier par le commandant de bord. La mise en descente de l'avion à un taux excessif résulte alors de l'affichage au FCU d'une valeur de consigne en angle de descente (FPA) de 3°3, que le pilote automatique interprète, conformément à la référence sélectionnée, comme une consigne en vitesse verticale (VS).

Les caractéristiques de l'affichage conduisent dans ce cas le pilote automatique à prendre en compte une valeur de consigne de 3300 ft/mn.

La commission a identifié deux mécanismes d'erreur susceptibles de conduire à cette situation:

- un oubli de changement de référence (branche 0100): après avoir piloté son virage en utilisant le mode HDG, le pilote affiche la valeur de consigne 3°3 FPA et l'active sans avoir changé de référence, soit par oubli pur et simple de cette action intermédiaire, soit par confusion sur les corrélations HDG-VS et TRK-FPA;

- une erreur dans l'exécution du changement de référence (branche 0101), et en particulier une confusion de bouton poussoir: au lieu d'une action sur le bouton-poussoir de commutation de mode HDG-VS et TRK-FPA, le pilote effectue une action sur le bouton-poussoir d'inversion d'altitude mètres/pieds, qui est identique et situé plus à droite sur le bandeau FCU.

Les hypothèses regroupées dans la branche 010 reposent sur des mécanismes d'erreur classiques. La fréquence constatée en instruction pour des erreurs de ce type est assez élevée. Leur fréquence résiduelle en exploitation n'est pas connue, et elles sont en général rapidement détectées et corrigées. Les incidents rapportés (voir § 1.17.6) laissent cependant penser que la fréquence de telles erreurs restant longtemps indétectées par l'équipage est de l'ordre de 10^{-5} par heure de vol.

Ceci a conduit la commission à considérer, l'ensemble d'hypothèses contenu dans la branche 010 comme un générateur possible, et assez probable, de l'accident.

21.222 - branche 011: commande involontaire avec conscience correcte du mode vertical actif

La commande involontaire d'un taux de descente anormal par un équipage conscient du mode de pilotage automatique vertical actif suppose une mauvaise conscience de la valeur commandée elle-même. La commission a identifié deux mécanismes susceptibles de conduire à la commande d'une vitesse verticale aberrante à l'insu du commandant:

21.222.1 - le premier mécanisme (branche 011 0) repose sur une pratique parfois utilisée pour débiter une descente dans une phase où la charge de travail est élevée: le pilote effectue rapidement, d'un seul geste circulaire sur le rotacteur, un affichage très grossier de la valeur de consigne, qu'il revient affiner ensuite. La valeur affichée à la suite de ce premier geste peut être excessive soit du fait de la précipitation, soit volontairement dans

l'idée (par ailleurs illusoire) d'accélérer la mise en descente et de contrer ainsi l'effet ascensionnel dû à la sortie des hypersustentateurs, soit enfin à cause de l'effet d'une turbulence sur le geste.

Dans ce cas l'oubli de contrôle ultérieur conduit à une trajectoire commandée anormale. L'affichage d'une valeur de consigne de 3300 ft/mn d'un seul geste demande un tout petit peu plus d'un tour de rotacteur en mode VS (un tour comporte 32 crans correspondant à un incrément d'affichage de 3200 ft/mn), et plus de trois tours de rotacteur en mode FPA (où il faut afficher 9.9° au moins).

Des essais ont montré qu'il s'agit dans le second cas d'un geste difficile à réaliser, et en tout cas très peu naturel, qui le rend fort peu probable. Le mode FPA lui-même étant très peu probable (cf § 1.17.5), cette hypothèse peut être abandonnée. Dans le cas du mode VS, en revanche, (considéré ici comme volontaire), le geste est possible. Cependant:

- on suppose que le mode VS résulte d'un choix conscient (sinon on est dans l'erreur de mode), donc d'un changement de stratégie par rapport au briefing, changement qui n'a été ni annoncé ni commenté;

- la faible expérience du commandant sur l'avion et sa personnalité ne plaident pas du tout en faveur d'un tel gestuel;

- la valeur affichée "par hasard" est précisément celle qui correspond, numériquement, à l'affichage nominal. Il faut donc prendre en compte la probabilité conditionnelle de tomber sur 3°3;

- une procédure de type "affichage très grossier/ retour pour affiner" comporte un bon pouvoir de rappel à court terme concernant la seconde étape. L'hypothèse "le commandant a oublié totalement de revenir sur son affichage" est donc moins probable que l'hypothèse "étant revenu sur son affichage, il a été satisfait de constater une valeur de 3°3, ou une valeur voisine qu'il a légèrement ajustée". On retrouve alors à ce stade, sous une forme un peu différente la mauvaise conscience d'une incohérence unité d'affichage/ mode vertical actif.

Ceci a conduit la commission à retenir cette hypothèse comme un générateur possible mais très peu probable.

21.222.2 - le second mécanisme (branche 011 10) met en scène un mécanisme d'erreur plus complexe: l'application dans l'action présente d'un élément de projet d'action passé non réactualisé. Dans ce scénario, le commandant est

parfaitement conscient du mode de pilotage vertical (VS), mais il effectue l'affichage de la valeur de consigne par un geste machinal, en tirant de sa mémoire la valeur calculée précédemment et annoncée lors du briefing (voir temps QAR 2741), soit 3'3. En d'autres termes, il affiche un nombre sans dimension, sans effectuer alors de contrôle mettant en oeuvre la signification de ce nombre.

Ce type de fonctionnement, très économe en ressources mentales, permet d'affecter le maximum d'attention au traitement d'un problème perçu comme prioritaire. Ce type d'erreur est en conséquence plausible dans le contexte de focalisation de l'attention sur la navigation latérale et la mise en configuration de l'avion, qui prévaut dans le cockpit à ce moment du vol.

Ceci a conduit la commission à considérer cette hypothèse, contenue dans la branche 011 10, comme un générateur possible et assez probable de l'accident.

21.3 - Analyse de la branche 1: hypothèse d'une trajectoire non commandée par l'équipage

21.31 - Branche 11

21.311 - L'examen de l'épave (voir § 113.2) a permis de déterminer que l'avion n'avait subi aucune rupture ni aucune perte de surface aérodynamique mobile antérieures à l'impact avec les arbres et le sol.

Ceci permet à la commission de réfuter les hypothèses contenues dans la branche 111 de l'arbre des générateurs.

21.312- L'examen de l'épave, l'analyse de la répartition des débris, la reconstitution de la trajectoire d'entrée dans les arbres, l'analyse des paramètres du QAR représentatifs de la trajectoire verticale et la comparaison de celle-ci avec le modèle aérodynamique de l'avion, montrent que l'avion n'a subi aucune perte de contrôle aérodynamique avant l'impact.

Ceci permet à la commission de réfuter les hypothèses contenues dans la branche 110 de l'arbre des générateurs.

21.32 - Branche 10: défaillance d'un moyen de commande de la trajectoire verticale

21.321 - Perte de la poussée

L'examen et l'expertise des moteurs, ainsi que l'analyse des paramètres enregistrés par le QAR les concernant, démontrent que les moteurs fonctionnaient avant l'impact à un régime compatible avec un ralenti vol, et que ce régime correspondant aux ordres de poussée normalement envoyés

pour la configuration de l'avion et sa trajectoire par le dispositif de commande automatique de la poussée (A/THR). Ceci permet de réfuter les hypothèses contenues dans la branche 100 de l'arbre des générateurs.

21.322 - Défaillance de la chaîne de commande de profondeur

21.322.1 - Les éléments d'analyse présentés dans ce paragraphe permettent en conséquence de réfuter globalement l'hypothèse d'une trajectoire non commandée par l'équipage, à l'exception des cas représentés par la branche 101, qui regroupe tous les cas possibles de défaillance de la chaîne de commande de profondeur.

Cette chaîne comprend des éléments répertoriés sous la rubrique ATA 22 (Autopilot, Flight Director, Autothrust, Flight Augmentation Computer, Flight Management and Guidance System, Autoflight System Bite) et des éléments répertoriés sous la rubrique ATA 27 (THS, Spoilers, ELAC, SEC,..). L'ensemble des défaillances possibles dans la chaîne fonctionnelle a été divisé en deux, de part et d'autre de la prise en compte de la consigne par le FMGC.

21.322.2- Défaillance en amont de la prise de consigne

L'examen des défaillances éventuelles situées en amont de la prise en compte de la consigne par le FMGC, regroupées dans la branche 1010 de l'arbre des générateurs, a fait l'objet du § 117.22.

Ces possibilités de défaillance technique envisagées concernent soit le mode de pilotage vertical, soit la prise en compte de la valeur de consigne sélectionnée par l'équipage.

. Concernant le mode vertical, on a envisagé les possibilités de défaillance suivantes:

- mauvais fonctionnement du bouton poussoir de sélection de la référence: malgré une action de l'équipage sur ce bouton, le changement de référence de HDG-VS en TRK-FPA ne s'effectue pas (branche 101 000 1). Comme l'indiquent les recherches rapportées au § 117.63, il existe des cas connus d'une telle défaillance, et rien ne permet d'exclure formellement qu'elle se soit produite.

Ceci a conduit la commission à retenir l'hypothèse représentée par la branche 101 000 1 comme générateur possible de l'accident.

- changement intempestif de mode (branche 101 000 0): après le changement de mode de HDG-VS en TRK-FPA, il y a réversion intempestive vers le mode initial.

La démonstration qu'il n'y a pas eu de changement de référence (voir § 117.5) permet de réfuter cette hypothèse, contenue dans la branche 101 000 0.

- activation intempestive de mode: lors de la sélection de la valeur de consigne par rotation du sélecteur, le mode de descente s'engage intempestivement sans qu'il y ait eu action à tirer sur le rotacteur (branche 101 001). Il existe des cas connus d'une telle défaillance. Rien ne permet d'exclure cette hypothèse, mais la contribution à l'accident d'un tel événement serait nulle ou marginale. En effet la mise en descente s'est effectuée à la distance spécifiée (11,2NM) et suit d'environ 15 secondes l'autorisation d'approche finale. Tout indique par conséquent qu'elle a été commandée par l'équipage.

Ceci a conduit la commission à réfuter la branche 101 001 comme un générateur possible de l'accident.

. Concernant les valeurs de consigne, on a envisagé les possibilités de défaillance suivantes:

- panne d'un segment lumineux d'affichage, d'où un affichage erroné. On envisage ici que l'équipage a sélectionné le mode FPA, qu'il veut afficher l'angle de descente prévu durant le briefing (3°3), qu'il tourne le rotacteur rapidement et sans regarder dans un premier temps les valeurs affichées, dépassant ainsi largement la valeur cible, et qu'il affiche finalement 9°3 en lisant 3°3 par suite de la panne de la première barrette verticale. (On peut exclure comme trop improbable la double panne permettant d'afficher 9°9 en lisant 3°3).

Cette hypothèse, contenue dans la branche 101 010, est réfutée par les trois raisons suivantes :

- . le mode sélectionné était presque sûrement le mode VS;
- . la vitesse verticale qui aurait résulté d'un affichage de 9°3 en mode FPA est nettement inférieure celle enregistrée par le QAR;
- . la manœuvre du rotacteur nécessaire pour afficher 9°3 est nettement plus ample que celle correspondant à l'affichage de 3°3;

- corruption de la valeur de consigne transmise par le FCU vers le FMGC1 (branche 101 011) : l'équipage affiche correctement la valeur cible compatible avec le plan de descente nominal (environ 800 ft/mn en mode VS). Celle-ci apparaît correctement dans la

fenêtre d'affichage, mais la valeur transmise et prise en compte par le FMGC1 est différente (et supérieure).

Il existe un cas connu de FCU présentant cette défaillance, ayant conduit huit mois après l'accident à trois cas de réaction anormale du même avion en vol. Les éléments recueillis par l'enquête n'ont pas permis d'exclure formellement qu'une telle défaillance se soit produite, conduisant à une vitesse verticale stabilisée de 3300 ft/mn pour une valeur affichée de l'ordre de 800 ft/mn. Cependant la fréquence connue d'un tel événement est très faible : en effet, fin décembre 1992, les exploitants d'A320 avaient effectuées un million quatre cent mille heures de vol, au cours desquelles on dénombre un défaut identifié, affectant un même FCU (événements Air Inter en septembre 1992, voir § 1.17.6.3).

Cette hypothèse suppose déjà que le mode vertical activé volontairement soit le mode VS, contrairement au briefing effectué, et sans que ce changement ait été signalé. De plus la coïncidence d'un taux de descente égal à 3300 ft/mn et de l'angle de descente de 3,3° envisagé par l'équipage lors de son briefing amène à prendre en compte un facteur conditionnel supplémentaire, à savoir la probabilité que la VS (corrompue) prenne une valeur particulière parmi toutes les valeurs possibles.

Compte tenu de ces éléments, la commission a retenu cette hypothèse, contenue dans la branche 101 011, comme un générateur possible mais très peu probable.

21.322.3- Défaillance en aval de la prise de consigne

L'examen d'éventuelles défaillances fonctionnelles situées en aval de la prise en compte de la consigne par le FMGC (branche 101 1 de l'arbre des générateurs) fait l'objet du § 117.23.

L'ensemble des examens effectués permet d'affirmer que le plan horizontal réglable et les gouvernes de profondeur étaient à tout instant dans des positions conformes aux ordres d'un pilote automatique qui fonctionne nominalement et pilote les paramètres de la trajectoire effectivement suivie par l'avion, avec en particulier une cible de vitesse verticale constante et égale à 3300 ft/mn.

Par ailleurs la position des becs et des volets correspondait aux configurations sélectionnées et annoncées par l'équipage, les spoilers fonctionnaient normalement, et le calculateur ELAC2 qui gère la commande de profondeur n'a pas été déclaré en panne.

L'apparition et le maintien d'un taux de descente très élevé ne peut donc pas avoir été provoqué par une

défaillance d'un élément de la chaîne de profondeur répertoriée dans la branche 1011 de l'arbre des générateurs.

21.4 - Conclusion sur les hypothèses conservées

21.41- Principes de sélection

Comme l'indiquent les analyses précédentes, cette enquête s'est avérée difficile, et malgré les efforts investis, les éléments disponibles n'ont pas permis de déterminer avec certitude le scénario de cet accident.

Même en se concentrant sur l'explication du seul événement pivot, la commission n'a pas été en mesure d'apporter la démonstration complète de la validité d'une seule hypothèse, à l'exclusion de toutes les autres.

Dans ces conditions, la commission a été amenée à choisir, parmi les hypothèses non réfutées, celles qui lui paraissaient justifier qu'on poursuive une réflexion de sécurité spécifique. Elle a retenu pour cela, d'une part celles qui lui paraissaient les plus probables (sans que les probabilités affectées prétendent représenter mieux que des ordres de grandeur très généraux), et d'autre part celles qui, même dépourvues de ce lien de probabilité élevée avec l'accident, lui paraissaient porteuses d'une interpellation forte vis à vis de principes de sécurité importants.

21.42 - Hypothèses retenues

Dans cet esprit, la commission a retenu les hypothèses suivantes pour ce qui concerne l'explication de l'événement pivot:

21.421 - Hypothèse N°1 :

le taux de descente anormalement élevé a été commandé involontairement par l'équipage, par suite d'une mauvaise conscience du mode de pilotage automatique vertical.

Après avoir effectué un éloignement et un virage retour sous contrôle radar et en mode HDG, l'équipage a commandé la descente finale en restant en référence HDG-VS, tout en affichant "33" dans la fenêtre FCU:

21.421.1 - variante 1A: pour descendre sous un angle (FPA) de 3°3, en se croyant en mode FPA, mais en ayant oublié de changer de référence, ou par oubli/erreur sur l'association HDG-VS;

21.421.2- variante 1B: pour descendre sous un angle (FPA) de 3°3, en se croyant en mode FPA, par erreur de

manipulation du bouton de changement de référence (action sur l'inverseur d'unité d'altitude).

La commission considère cette hypothèse N°1 assez probable.

21.422 - Hypothèse N°2:

Le taux de descente anormalement élevé a été commandé involontairement par l'équipage, par suite d'une conscience erronée de la signification des chiffres affichés.

Après avoir effectué un éloignement et un virage retour sous contrôle radar et en mode HDG, l'équipage a commandé la descente finale en décidant de rester en référence HDG-VS, et en affichant "33" dans la fenêtre FCU parce que c'était la valeur à afficher déterminée lors du briefing.

La commission considère cette hypothèse N°2 assez probable.

21.423 - Hypothèse N°3:

Le taux de descente anormalement élevé résulte :

21.423.1- variante 3A : d'une défaillance du FCU (mauvais fonctionnement du bouton poussoir de sélection de référence);

21.423.2- variante 3B : d'une défaillance de la chaîne de transmission de la valeur de consigne au FMGC.

La commission considère cette hypothèse N°3 très peu probable.

21.5 - Reconstitution du scénario le plus probable

Le paragraphe qui suit établit la séquence des événements significatifs qui aboutit à l'accident. Cette séquence comporte évidemment l'événement pivot, avec les éclairages des différentes hypothèses explicatives retenues au paragraphe 21.4. Elle comporte également d'autres événements reliés à l'accident par des relations de causalité plus ou moins fortes et directes, concernant par exemple la trajectoire latérale, ou la charge de travail. Elle comporte enfin des éléments de pur contexte: environnement, circonstances, coïncidences, etc.

21.51 - La préparation du vol

Le vol de l'accident a été précédé d'un vol Orly-Lyon. Sa préparation a été commencée à Orly et complétée lors de l'escale de Lyon. Dans les deux cas, selon les

éléments recueillis par l'enquête, les procédures qui ont été suivies par l'équipage sont conformes à celles prévues par la compagnie.

A Lyon un témoin a vu l'équipage manger. Les deux pilotes ont pris au moins partiellement leur repas.

Les éléments recueillis par l'enquête laissent supposer que l'équipage a introduit dans le FMS une COROUTE "LYSSXB", une arrivée ILS 23.

21.52 - Le début du vol

Le décollage de Lyon-Satolas est effectué à 17h39mn50s en piste 36. Le commandant de bord est le pilote en fonction (PF). A 17h41mn01s, la fréquence ILS bascule de 110.7 Mhz (fréquence de l'ILS de la piste 36 de Lyon-Satolas) à 110.1 Mhz (fréquence de l'ILS de la piste 23 de Strasbourg). Cela signifie que l'approche ILS 23 avait été programmée sur le FMS avant le décollage. La fréquence ADF de la radiobalise SE de Strasbourg est affichée en atteignant le niveau de vol 180. La croisière est effectuée à ce niveau de vol, pilote automatique N°1 (AP1) engagé. La vitesse indiquée est de 327 Kt, ce qui correspond à la vitesse managée pour ce niveau de vol et un cost index de 55 (valeur prévue par Air Inter).

Le contact est établi avec Reims Contrôle à 17h53mn55s. Le contrôleur indique à l'équipage "procédez Luxeuil et arrivée standard pour Strasbourg" et le copilote collationne. Il existe en fait deux trajectoires d'arrivée susceptibles de cette appellation: la trajectoire LUL-ANDLO-STR et la trajectoire LUL-OBORN-SE.

21.53 - La préparation de l'arrivée: la stratégie ILS 23

A partir de 17h56mn38s, le copilote écoute l'ATIS de Strasbourg sur la demande du commandant et l'informe à 17h57mn13s de la piste effectivement en service : "c'est la zéro cinq en service". L'ATIS indique la piste en service mais ne précise pas de procédure en vigueur. Le commandant questionne le copilote : "la zéro cinq? Qu'est-ce qu'ils passent comme vent?" et n'obtient pas de réponse. Il reprend: "tu me passe notre météo? Qu'est-ce qu'ils passent comme plafond, là?". Le copilote lui répond sans certitude (" huit huitièmes à trois mille, il faudrait que je le reprenne"). Il est probable que le commandant lit alors les notes prises par le copilote lors de sa première écoute de l'ATIS.

A 17h57mn57s (temps QAR 1705), la piste 05 est insérée au MCDU, comme en témoigne l'enregistrement QAR (disparition de la fréquence ILS 110.1 Mhz). Cette

insertion n'est pas annoncée. Compte tenu des dialogues, on peut penser que le copilote a inséré une arrivée VOR 05 sur la page F-PLN (Flight Plan) du MCDU et a renseigné la page PERF APPR (performances en phase d'approche).

A 17h58mn48s, le commandant commente la valeur du vent (du zéro cinquante degrés) que vient de lui confirmer le copilote : "dix huit noeuds...ah! pas de chance". Il demande alors au copilote de lui indiquer la valeur des minimums pour la piste 05. Celui-ci lui annonce les minimums correspondant à l'approche VOR/DME 05. Le commandant précise sa question: "Est-ce qu'il y a une MVL dessus?" (MVL : manoeuvre à vue libre). Le copilote lui annonce alors les minimums de l'approche indirecte : "MVL de nuit (...) huit cent cinquante pieds et deux mille huit cents mètres".

Les conditions annoncées par l'ATIS (trois huitièmes à onze cents pieds, dix kilomètres de visibilité) sont meilleures que ces minimums. A 18h56s, le commandant décide : "on essaiera en fonction du trafic de faire une percée ILS". Il décrit la procédure d'approche indirecte en piste 05 par ouverture à droite à l'issue de la percée ILS, et évoque les justifications de son choix : "si on fait la procédure zéro cinq ... eh bien on ... (sifflet)". Il demande l'insertion des minimums de la procédure d'approche indirecte et corrige l'action du copilote en précisant qu'il s'agit d'une MDH (Hauteur Minimum de Descente).

A 18h01mn45s, le commandant poursuit : " tu vois, je vais mettre la vingt trois, sinon j'pourrai pas faire la percée ILS, moi! j'remets la vingt trois hein?". Devant l'interrogation du copilote - "tu mets la vingt trois?" il confirme : " oui! ça y est... pour faire l'arrivée ILS". Au même instant, l'avion passe à la verticale du VOR de Luxeuil (LUL), et vire au cap 043° vers le point de report OBORN. Dix secondes plus tard, la fréquence de l'ILS de Strasbourg réapparaît sur l'enregistrement QAR : la piste 23 a donc été réinsérée au MCDU en remplacement de la piste 05. Le commandant effectue le briefing arrivée pour une arrivée ILS 23. La fréquence du VOR 1 passe sur 115.6 MHz, fréquence du VOR STR de Strasbourg. A 18h02mn33s et pour une minute environ, le ND1 passe du mode ARC NAV 80NM en mode PLAN : cela correspond très certainement à la vérification par le commandant de la programmation du plan de vol jusqu'à la remise de gaz, comme le prévoient les procédures d'Air Inter.

Dans les secondes qui suivent, le copilote dit "j'comprends pas pourquoi tu ne tentes pas quand même une zéro cinq VOR DME". La question laisse supposer qu'il se réfère à une approche VOR DME 05 directe, mais cela n'est pas clairement exprimé. Le commandant lui répond en se référant à la procédure VOR DME complète : "parce que la VOR DME, il faut arriver ici, partir... aller aux cent mille diables et revenir.... donc on aura aussi vite fait

de...". Puis il poursuit : "sinon il faut s'éloigner à onze STR, ça fait onze vingt deux nautiques...c'est parti pour dix minutes de vol en plus là hein...c'est pour ça... que...". Le copilote approuve en apparence : "ouais, faut faire un...".

A 18h04mn15s (temps QAR 2083) le VOR 2 est forcé sur la fréquence 115.6 MHz de STR. Il est probable que ce soit le commandant lui-même qui effectue cet affichage, car 54 secondes plus tard il dit au copilote qui identifiait la balise d'arrivée SE : "je t'ai mis l'axe retour sur STR hein... zéro cinquante".

21.54 - La descente et la trajectoire ANDLO

A 18h05mn29s le commandant débute la procédure de mise en descente, qu'il prévoit pour 18h08. Sur demande du copilote au contrôle, l'avion est autorisé à descendre au niveau 130. A 18h06mn27s, le contrôle demande à l'équipage de mettre le cap sur ANDLO. Ce point ne figure pas dans le plan de vol pour une arrivée standard ILS 23, et n'est donc pas présenté sur l'écran de navigation. S'étant fait confirmer l'instruction du contrôle par le copilote, le commandant dit : " ANDLO, oh là ils me cassent les pieds avec leur truc là...".

L'avion vire à droite vers ANDLO (ou peut-être SE) avec le cap 053° que le contrôleur demande de maintenir jusqu'à nouvel avis (pour les besoins d'une séparation avec un aéronef au départ). Le copilote commente négativement cette restriction. A 18h07mn24s, le contrôle délivre une nouvelle autorisation vers le niveau 70. Le copilote collationne en disant : " on poursuit la descente vers le niveau 70" . En fait, l'avion n'a pas encore quitté le niveau de croisière: la descente débute deux secondes plus tard.

D'après les coordonnées FMGS, l'avion est à alors 22,9 NM d'ANDLO. Le copilote annonce l'engagement du mode IDLE/OPEN DESCENT conformément aux procédures de la compagnie, mais le niveau sélectionné n'est pas annoncé. La vitesse régresse jusqu'à 315 kt environ, ce qui semble être une valeur de vitesse managée, et ce qui montre que le mode EXPEDITE n'a pas été utilisé.

A 18h08mn56s, la restriction de cap est levée et l'avion est transféré sur la fréquence de l'approche de Strasbourg.

21.55 - L'arrivée sous le contrôle de l'approche de Strasbourg

Au premier contact, le contrôleur d'approche de Strasbourg demande à l'avion de se diriger sur ANDLO, et sur l'énoncé de sa distance (22NM de STR), l'autorise à descendre à 5000ft au QNH. Il ne précise pas la piste en service, n'évoque pas la procédure d'approche qui sera exécutée, et ne délivre pas d'autorisation après ANDLO. L'équipage ne l'interroge pas sur la route à suivre après ce point. Par ailleurs, le strict respect de l'autorisation du contrôle, demandant de passer ANDLO à 5000ft, nécessitait d'augmenter la pente de descente. Cette correction n'a pas été apportée, et rien n'indique que l'équipage se soit posé ce problème. Cela semble indiquer qu'il ne considère pas cette instruction comme remettant en cause la stratégie d'approche ILS 23.

A 18h09mn52s (temps QAR 2420) l'avion passe le niveau 115 en descente et sa vitesse indiquée atteint sa valeur maximum (322 Kt) pour régresser ensuite jusqu'à 254 Kt au niveau de vol 97, très probablement suite à l'activation automatique de la contrainte de vitesse à 250 Kt maximum au-dessous du niveau 100. L'équipage effectue la vérification croisée des altimètres après les avoir réglés sur le QFE. Lors de cette vérification le copilote détecte une erreur d'affichage commise par le commandant (1008 affiché au lieu de 1005 annoncé) et l'erreur est corrigée. La check-list "approche initiale" est lue par le copilote de sa propre initiative (la procédure Air Inter prévoit qu'elle doit être demandée par le pilote en fonction, c'est à dire ici le commandant).

A 18h11mn32s (temps QAR 2520), l'avion passe travers ANDLO à 9480ft QNH. La vitesse est de 257 Kt et va progressivement augmenter (jusqu'à 312 Kt), ainsi que le taux de descente. Le commandant de bord a probablement supprimé la contrainte de vitesse (250 Kt/FL100) : il n'y avait pas, à ce sujet, de consigne Air Inter ni de contrainte réglementaire à Strasbourg à l'époque de l'accident. A 18h11mn42s le copilote annonce au contrôle : "on passe ANDLO". L'avion est à 9,6 NM sur le relèvement 054° de STR. Le contrôleur répond : "...vous êtes numéro un pour la VOR DME zéro cinq, rappelez le VOR en finale". C'est la première fois que la procédure attendue - une approche VOR DME 05 - est évoquée par le contrôle. Cette évocation reste cependant interprétable de deux façons par l'équipage : une approche directe, ou une procédure complète. Le fait de demander à l'avion de rappeler en passant le VOR en finale suggère qu'on ne s'attend pas à ce qu'il décrive toute la procédure, mais n'interdit pas qu'il le fasse. L'avion est alors à 8,6 NM de STR, soit 11 NM du seuil de piste, sa vitesse est de 292 Kt et son altitude de 7600ft : dans ces conditions la procédure d'approche directe n'est plus réalisable.

A 18h12mn05s (temps QAR 2553), le mode SPEED (acquisition et maintien de la vitesse cible par l'auto-poussée) et le mode ALT STAR (capture de l'altitude cible) sont engagés. La vitesse verticale est de -4800 ft/mn. Le N1 commandé augmente progressivement, et la vitesse également. La vitesse cible devait être de l'ordre de 310 Kt, car la vitesse atteindra 312 Kt à 18h12mn26s pour régresser ensuite.

A 18h12mn11s, le copilote propose: "on pourrait lui demander de confirmer le plafond maintenant, (...) nautiques?", suggérant peut-être ainsi que l'on donne suite à l'autorisation du contrôle en effectuant une approche VOR DME directe.

Soit qu'il ait compris ainsi la réponse du copilote, soit qu'il réponde directement à l'autorisation du contrôle, le commandant objecte: "dix nautiques ... ça passe pas, dis lui, on va faire un ...". Cependant le copilote demande au contrôle de lui confirmer le plafond, comme il l'avait lui-même suggéré. A la réponse du contrôle (trois huitièmes à mille cent pieds et six huitièmes à deux mille six cent pieds), le commandant commente: "c'est bon", ce qui signifie vraisemblablement: ces conditions permettent d'effectuer une approche ILS 23 suivie d'une manoeuvre à vue pour la piste 05. Le copilote transmet la décision du commandant au contrôle à 18h12mn29s: "ouais, on envisagerait de procéder SE de faire un ILS avec une indirecte pour la zéro cinq ensuite". C'est la première fois que l'intention de l'équipage est clairement explicitée au contrôle.

Pendant cet échange, les N1 commandés et réels ont décréu vers IDLE (ralenti), ce qui correspond très probablement à la sélection d'une nouvelle vitesse cible (260 Kt) par le commandant. Cette sélection n'est pas annoncée.

A 18h12mn34s (temps QAR 2582), un gong (single stroke chime) retentit, la page PRESS est présentée à l'ECAM, et un message ACARS est enregistré: il s'agit de l'alarme "LO DIFF PRESS", activée suite au taux de descente élevé. Le commandant demande l'effacement de l'alarme: l'avion étant sur le point de se stabiliser à 5000 ft, il n'existait aucun risque que la cabine passe en dépression.

A 18h12mn45s, le commandant demande la température au copilote. La réponse est interrompue par un message du contrôle qui indique à l'équipage que compte tenu de la procédure qu'il envisage, il risque de devoir effectuer une attente pour permettre trois décollages en piste 05. Aucun délai d'attente n'est indiqué. Le commandant décide alors de changer sa stratégie, abandonnant son projet d'approche ILS 23 pour celui d'une approche VOR DME 05. Cette décision est notifiée au contrôle qui l'accepte.

A 18h13mn10s, le commandant dit : "on va pas s'amuser à descendre comme ça en india mike; s'ils avaient prévenu à l'avance, mais là, on arrive plein pot" (india mike : conditions météorologiques de vol aux instruments). Ce commentaire s'adresse indirectement au contrôle, et peut-être également au copilote. Il justifie son refus antérieur d'effectuer la procédure VOR DME 05 directe autorisée par le contrôle, et qui aurait impliqué un taux de descente incompatible avec la conduite normale d'une procédure d'approche en IMC.

21.56 - L'éloignement

A 18h13mn28s, alors que l'avion approche de STR, le contrôleur propose à l'équipage un guidage radar pour le ramener sur ANDLO en lui évitant d'effectuer toute la procédure d'éloignement et de virage retour. Le commandant accepte la suggestion. L'avion passe au travers nord de STR, à 5025 ft QNH (temps QAR 2646). Sa vitesse est stabilisée à 260 Kt. Le contrôleur lui assigne un nouveau code transpondeur (le code 6100) afin de l'identifier comme aéronef à l'arrivée, ainsi que le cap 230° par la gauche. L'équipage engage le virage à gauche probablement en sélectionnant une nouvelle valeur de cap, et sélectionne une nouvelle vitesse cible (250 Kt). Le mode ALT de maintien d'altitude s'engage. Ni la nouvelle valeur de cap sélectionnée, ni l'engagement du mode ALT ne sont annoncés, contrairement aux consignes de la compagnie.

A 18h13mn52s, le commandant dit : " j'te remets la zéro cinq", et treize secondes plus tard la fréquence de l'ILS de la piste 23 est désélectionnée (temps QAR 2673). Cela signifie que l'équipage a très probablement introduit une arrivée VOR 05 dans le FMGS. L'enquête (en particulier l'étude au simulateur rapportée au § 1.17.7) n'a pas permis de déterminer le type d'arrivée inséré (NO STAR, ou STAR LUL 05, ou VIA SE, ou NO VIA). Compte tenu de son annonce précédente, c'est probablement le commandant qui a effectué l'essentiel des procédures d'insertion. Compte tenu des résultats des simulations évoqués au § 1.17.7, l'insertion de la piste 05 après le passage de STR a très probablement provoqué l'affichage de l'axe de piste et de points de navigation, notamment STR07 (7NM STR) et peut-être ANDLO.

A 18h14mn12s (temps QAR 2680), une réduction du N1 commandé indique qu'une nouvelle vitesse cible (de l'ordre de 215/220 Kt) est sélectionnée. Le commandant effectue ensuite le briefing correspondant à la nouvelle procédure d'approche envisagée. Il indique notamment le point de début de descente à 11NM de STR, qu'il semble percevoir comme différent de ANDLO : "on repasse par ANDLO sur l'axe et on libère à 11 STR". Il rappelle les hauteurs de passage à 9NM et 7NM sans mentionner explicitement qu'il s'agit de hauteurs minimales, et ne mentionne pas la hauteur de passage à STR.

A 18h15mn04s l'ACARS transmet un message indiquant que le HUD vient d'être mis sous tension.

A 18h15mn06s le contrôleur annonce à l'équipage sa position: "six nautiques radial deux cent quatre vingt-dix de Strasbourg". Cette position ne correspond pas avec la position de l'avion telle qu'elle a été déterminée par l'enquête : à cet instant le F-GGED est à 4,5 NM sur le radial 340° de STR, et à 4,5 NM sur le radial 301° du radar de Strasbourg. Les recherches effectuées concernant la trajectoire et rapportées au § 1.17.8, ainsi que la note technique concernant les trajectographies radar figurant en annexe, permettent d'expliquer cette différence, qui n'excède pas l'imprécision de la chaîne radar.

Poursuivant son briefing pour l'approche VOR DME, le commandant rappelle l'axe de percée et convertit (correctement) la pente de descente portée sur la carte (5,5%) en angle de descente (3,3°). Il n'a pas été possible de déterminer si la nouvelle MDH a été insérée sur la page PERF APP. Elle n'a pas été rappelée dans cette phase de vol.

A 18h15mn31s, l'avion atteint le cap 230° et débute son éloignement. Sa vitesse est de 223 Kt. L'équipage met en service l'anti-givrage des entrées d'air et le dégivrage des ailes. Il critique l'absence de détecteur de givrage et la conversation enregistrée sur le CVR à ce propos laisse penser qu'il vérifie avec une lampe torche le témoin de givrage extérieur. Une augmentation du N1 commandé suivie d'une augmentation de vitesse jusqu'à 230 Kt indique une très probable augmentation de la vitesse sélectionnée.

A 18h16mn22s le commandant justifie à nouveau que la percée directe VOR DME 05 ne pouvait pas être réalisée dans les conditions d'arrivée à ANDLO : " C'est la merde hein! quand t'es pas prêt le temps d'arriver à cinq mille pieds sur ANDLO plein pot...euh...ça passe pas hein... En plus...à...quoi...dix nautiques de la finale".

21.57 - Le virage retour et la mise en descente

A 18h17mn49s le contrôle donne une instruction de virage à gauche vers le cap 090°. Le virage débute quatre secondes plus tard. Les recherches effectuées sur le mode de pilotage vertical et rapportées au § 117.5 montrent que le pilote automatique était presque sûrement en référence HDG-VS, et qu'il sera conservé jusqu'à l'accident. La procédure Air Inter d'approche classique (synoptique 129.15.01 du manuel d'exploitation Air Inter) demande qu'avant le virage de procédure, le mode TRK-FPA soit sélectionné. Il est possible que pour respecter plus facilement les instructions de contrôle en cap, le commandant ait décidé de différer le changement de HDG-VS en TRK-FPA.

Deux secondes après le début de virage, le ND1 passe de ARC NAV/20 NM en ROSE VOR (temps QAR 2903). Une nouvelle valeur de vitesse sélectionnée se traduit par une diminution du N1 commandé et une stabilisation de la vitesse à 180 Kt. Vingt-quatre secondes après le début du virage, le commandant demande la sortie des volets en configuration 1, et quinze secondes plus tard le copilote annonce la configuration 1 établie.

A 18h18mn37s, alors que l'avion est au cap 143°, soit sensiblement au cap perpendiculaire à l'axe d'approche finale, le contrôle lui donne l'instruction de poursuivre le virage à gauche pour s'établir sur le relèvement 051° de STR et lui indique sa position actuelle : "quatre nautiques d'ANDLO ... travers gauche d'ANDLO". La position de l'avion relevée à cet instant sur la trajectoire de synthèse le situe à 3,8 NM d'ANDLO, ce qui est tout à fait conforme avec cette information. Le copilote accuse réception. Les recherches effectuées sur le mode de pilotage vertical et rapportées au § 1.17.5 montrent que le cap sélectionné alors était probablement le 051°.

A 18h18mn51s (temps QAR 2959), le commandant sélectionne le mode ARC NAV (échelle 20 NM) pendant environ dix secondes, probablement pour mieux visualiser la géométrie d'interception de l'axe d'approche finale.

Le VOR STR est vu à cet instant sous le relèvement 060° et le cap est déjà au 110°. Le virage est trop serré et la trajectoire suivie ne peut pas amener l'avion sur l'axe d'approche finale à ANDLO. A 18h19mn01s, le copilote l'annonce : "On va ... (t'es intérieur) là hein!". Deux secondes plus tard, le commandant revient à une représentation ROSE VOR sur son ND (temps QAR 2971). Les procédures Air Inter recommandent cette présentation sur le ND du pilote aux commandes si la navigation du FMGS est déclarée en LOW ACCURACY ou lorsque les informations brutes ne correspondent pas à la géométrie présentée sur le ND. Ce choix, qui offre une présentation très proche de celle des instruments conventionnels, pouvait également résulter d'une préférence conjoncturelle du commandant.

A 18h19mn15s le copilote renouvelle son annonce : "...t'es (intérieur) là hein! il aurait fallu q'tu ouvres au zéro sept zéro". Le commandant répond "ouais ouais" et sélectionne le nouveau cap 066° (voir § 117.5). Le copilote ajoute immédiatement "au moins". L'avion arrive au cap 052° et repart immédiatement en virage à droite vers le cap 066°.

A 18h19mn23s le contrôle autorise l'avion à l'approche finale et indique qu'il passe le travers droit d'ANDLO. Cette ambiguïté - vu de l'avion, il s'agit du travers gauche - n'est pas relevée par l'équipage.

A 18h19mn30s (temps QAR 2998), le commandant demande la sortie des volets vers la position 2 et pendant que le copilote l'exécute, il modifie (à 18h19mn32s) le cap sélectionné et affiche 071°. Le QAR enregistre le début de la sortie des volets vers la position 2 à 18h19mn33s.

21.58 - La descente

L'avion poursuit son virage vers le cap 071°.

A 18h19mn38s (temps QAR 3006), à 11,2 NM de STR et sur le relèvement 060° de STR, le mode ALT est dégagé. L'auto-poussée reste en mode SPEED, ce qui signifie que le mode de descente est soit VS, soit FPA. Les recherches effectuées (voir § 1.17.5) montrent que le mode de descente était presque sûrement VS.

L'analyse résumée au § 21.4 ci-dessus n'ayant pas permis d'affirmer un seul scénario générateur de cette mise en descente, il faut rappeler ici les hypothèses conservées:

1 - le commandant affiche "3.3" comme valeur de consigne dans la fenêtre FCU en ayant oublié de changer la référence HDG-VS en référence TRK-FPA (ou en oubliant que les modes HDG et VS sont liés), ou il veut changer de référence, mais il appuie par erreur sur le bouton poussoir identique destiné au changement d'unité d'altitude, et croit avoir changé de référence;

2 - le commandant entend conserver le mode VS, mais il affiche machinalement "3.3" dans la fenêtre FCU, c'est à dire la valeur qu'il avait déterminée lors de son briefing d'approche;

3 - le commandant effectue correctement l'action de changement de référence, mais celle ci n'est pas prise en compte par le FCU suite à une défaillance du bouton poussoir, ou la valeur sélectionnée, correctement affichée, est corrompue avant sa prise en compte par le FMGC. (La commission considère très peu probable cette dernière hypothèse).

A l'instant de cette mise en descente, l'avion est sur le relèvement 060° de STR (relèvement mesuré sur la trajectoire dite "de synthèse"). Il se situe donc sur une trajectoire décalée d'environ 9° par rapport à l'axe d'approche nominal, et ceci est donc l'ordre de grandeur de l'écart indiqué à cet instant par une instrumentation de bord fonctionnant correctement.

Dans tous les cas, les changements de mode affichés au FMA (dégagement du mode ALT) ne sont pas annoncés. La mise en descente s'est effectuée avec un facteur de charge moyen de 0,86 à 0,88g (soit une variation de facteur de charge de -0,12 à -0,14g), qui correspond à une autorité

augmentée du pilote automatique, déclenchée par le fait que la vitesse verticale a dépassé + 500 ft/mn suite à la sortie des volets alors que la descente avait été commandée.

A 18h19mn42s (temps QAR 3010), le commandant demande la sortie du train et le copilote exécute la manoeuvre. Deux secondes plus tard le cap 070° est atteint. A 18h19mn48s, soit dix secondes après le dégagement du mode ALT, la vitesse verticale devient négative. Le contrôleur demande de rappeler en passant le VOR en finale.

A 18h19mn53s, soit quinze secondes après le dégagement du mode ALT, le variomètre indique une vitesse verticale de -1000 ft/mn en augmentation. A 18h19mn56s le train d'atterrissage est verrouillé bas sans annonce "GEAR DOWN LOCKED" de la part du copilote, qui vient de terminer un message radio au contrôle, et consulte probablement la fiche de percée. La page WHEEL est présentée à l'ECAM. Sur le PFD l'indication analogique du variomètre arrive en butée (-2000 ft/mn) et devient ambre, ainsi que l'indication numérique de vitesse verticale, et le resteront jusqu'à l'accident. La vitesse verticale se stabilise à environ -3300 ft/mn vers 18h20mn.

La vitesse indiquée commence à croître, par suite de la forte vitesse verticale, bien que le mode SPEED soit engagé. En effet les moteurs sont déjà au régime de ralenti vol correspondant à la configuration de l'avion, et les seuils d'action de la protection (par réversion vers le mode OPEN DESCENT ou OPEN CLIMB selon l'altitude sélectionnée au FCU) de la vitesse limite dans la configuration volets 2 ne sont pas dépassés (VFE = 200 kt; réversion pour une vitesse supérieure ou égale à VFE + 4 Kt).

L'avion passe sous le plan nominal de descente (3°3) à 18h20mn05s. A cet instant l'assiette longitudinale est de 7° à piquer, l'avion accélère et la flèche de tendance de vitesse pénètre dans le bandeau VFE correspondant à la configuration volets en position 2. A 18h20mn09s, le commandant prend conscience de la forte valeur de la vitesse indiquée (192 Kt) et sort progressivement les aérofreins pour contrer l'accélération de l'avion et réduire la vitesse pour pouvoir poursuivre la sortie des hypersustentateurs. Rien n'indique que l'équipage ait perçu cette augmentation de la vitesse comme une anomalie véritable.

A 18h20mns10s le copilote indique la hauteur de passage de STR : " nous devons (l'passer) huit cent pieds". Cette annonce est prévue par les procédures de la compagnie pour la surveillance du plan de descente. Par contre la hauteur minimale à 9 NM STR et la hauteur minimale à 7 NM STR ne sont pas rappelées. L'avion se trouve à cet instant à 9,4 NM de STR et à environ 150 ft au-dessous du profil de descente.

A 18h20mn19s (temps QAR 3047), l'avion est à 9 NM de STR et à environ 550 ft au-dessous de l'altitude minimum définie pour cette distance. Rien n'indique que l'équipage ait, à cet instant, effectué le contrôle altitude/distance.

A 18h20mn21s le commandant dit : "faut faire attention qu'il ne descende pas". Si ce commentaire concerne l'avion, cela indique qu'il se préoccupe alors de la situation dans le plan vertical. L'écart est de l'ordre de 500 ft. Le commandant ne prend pas conscience du taux de descente, car il serait alors inexplicable qu'il ne réagisse pas immédiatement. L'interruption du copilote qui annonce "sur l'axe" ramène probablement sa préoccupation prioritaire sur le plan latéral.

A 18h20mn22s le commandant commence à rentrer progressivement les aérofreins. Le copilote poursuit son observation relative à l'interception de l'axe : "On arrive sur l'axe! ... un demi point de l'axe. Là, voilà il a été au soixante c'est bon tu vois ici". L'avion est à 8,7 NM de STR sur le relèvement 056°. Il débute un virage à gauche pour intercepter le relèvement 051° de STR. Cette annonce du copilote et cette sélection d'un nouveau cap par le commandant attestent d'un suivi attentif de la navigation horizontale par les deux pilotes.

A 18h20mn36s la radiosonde annonce "TWO HUNDRED".

Une seconde plus tard, incliné à gauche de 12° pour interception de l'axe d'approche finale, l'avion percute le mont La Bloss à la vitesse de 190 Kt, sur une trajectoire de descente d'environ 11°. Il est en configuration 2 (becs 22° et volets 15°), train sorti, spoilers rentrés. Les manettes de poussée sont restées dans le cran CLIMB. Sur les parties du QAR qui ont pu être exploitées, il apparaît que les manches pilote et copilote sont restés au neutre. Enfin le pilote automatique est resté engagé au moins jusqu'à la seconde précédant l'impact, comme en témoigne l'absence d'alarme de déclenchement sur le CVR.

Il n'y a donc eu ni tentative de remise de gaz, ni tentative de reprise en main par l'équipage.

CHAPITRE 2.2 - ANALYSE DES MECANISMES DIRECTS DE L'ACCIDENT

L'objectif principal de ce chapitre est d'analyser, d'une part dans le fonctionnement des systèmes techniques, et d'autre part dans les comportements des acteurs qui sont directement intervenus sur le vol du F-GGED (c'est à dire les pilotes et le contrôleur), les composantes qui ont pu affecter la sécurité du vol. Le but de cette analyse est de tenter d'en comprendre les mécanismes sous-jacents.

Note : pour ce qui concerne les comportements des opérateurs humains, cette analyse fait appel à des connaissances ou à des modèles de compréhension appartenant aux différents domaines de la psychologie. Ont plus particulièrement servi de référence les travaux des auteurs suivants:

René Amalberti, CERMA, Brétigny, France;
Lisane Bainbridge, University College London, Angleterre;
Robert Helmreich, NASA/UT, Austin University, Texas, USA;
Erik Hollnagel, Computer Resources International, Danemark;
Véronique de Kaiser, Université de Liège, Belgique;
Jacques Leplat, Ecole Pratique des Hautes Etudes, France;
Jens Rasmussen, RISO National Laboratory, Danemark;
James Reason, Université de Manchester, Angleterre;
David Woods, Westinghouse Research & Development Center, USA;

22.1 - Défaillances techniques

L'enquête a montré (voir chapitre 2.1) que les seules défaillances techniques qui ont pu se produire et qui auraient pu conduire ou contribuer à l'accident concernent le système de pilotage automatique et le système de radionavigation VOR.

22.11 - Analyse d'un dysfonctionnement du système de pilotage automatique

Les points suivants ont été établis :

- La mise en descente et les paramètres de cette descente ont été commandés au calculateur FMGC1 (pilote automatique) par action de l'équipage sur des boutons du bandeau FCU.

- L'hypothèse d'une corruption d'un paramètre de fonctionnement du pilote automatique localisée dans la chaîne des commandes de vol (systèmes ATA 27) a été réfutée (voir § 117.23).

- L'hypothèse d'une corruption du paramètre de descente lors de son transfert depuis le FCU vers le FMGC1 n'a pas pu être réfutée. Pendant la durée de l'enquête, trois occurrences d'une telle corruption ont été formellement constatées sur un même avion et un même équipement. L'investigation de cet événement a permis de

mettre en évidence son mécanisme : un défaut d'une mémoire RAM du FCU, qui se traduit par une corruption du paramètre de descente sélectionné par le pilote.

L'expérience connue en service indique par conséquent une fréquence d'occurrence de l'ordre de 10^{-6} par heure de vol pour ce cas de dysfonctionnement du FCU, identifié comme une corruption de la valeur de consigne de descente sélectionnée au FCU, non détectée par le système, et provoquant une stabilisation de la vitesse verticale à une valeur différente de celle voulue par le pilote.

Bien que cette fréquence soit faible et que la commission ait par ailleurs considéré comme très peu probable qu'un tel événement soit à l'origine de l'accident du F-GGED, la commission a estimé justifié d'en faire le point de départ d'une réflexion sur la certification des pilotes automatiques (cf § 23.31).

En effet, les trois hypothèses de scénario retenues par la commission comportent un élément commun important: l'équipage n'a pas détecté l'anomalie majeure de trajectoire survenue dans le plan vertical après la mise en descente. De ces trois hypothèses, celle dans laquelle l'équipage aurait sélectionné une référence de trajectoire et une valeur cible convenables, mais aurait été confronté à une réponse anormale de l'avion dans le plan vertical, est, selon la commission, celle où la difficulté de détection de l'anomalie aurait été la plus grande.

22.12 - Hypothèse d'une anomalie des indications VOR

22.121 Anomalie ayant pour origine les systèmes embarqués

La commission a examiné l'hypothèse qu'un dysfonctionnement des systèmes VOR embarqués soit intervenu pendant la phase d'interception de l'axe d'approche.

La mémoire non volatile du BITE de l'un des deux équipements VOR a pu être lue et exploitée par l'équipementier Collins. Une anomalie a été enregistrée par le BITE au cours du dernier vol, mais il a été démontré au paragraphe 117.3 que cette anomalie ne pouvait pas avoir produit des informations VOR erronées.

Cependant, compte tenu des circonstances dans lesquelles s'est déroulé l'alignement de l'avion sur l'axe d'approche VOR, le phénomène de "battements d'indications VOR" signalé sur A320 depuis sa mise en service a été pris en considération.

La révision temporaire (TR N°124) du manuel de vol, datée de juillet 1991, préconisait d'effectuer les procédures VOR en mode NAV sur l'écran de navigation, la

sélection des informations primaires de navigation VOR n'étant alors effectuée que dans un but de surveillance. Toujours selon les termes de cette révision, si l'approche VOR était impossible en utilisant le mode NAV des écrans de navigation, il serait alors possible de l'effectuer en exploitant les indications VOR uniquement, à condition que les éventuelles oscillations d'indications ne soient pas supérieures à +/- un demi point (soit 2,5°). Dans le cas où des oscillations d'amplitude supérieure seraient constatées en conditions de vol aux instruments, la procédure demandait qu'une remise de gaz soit effectuée.

A l'époque de l'accident, le manuel d'exploitation des A320 d'Air Inter comportait dans la rubrique "procédures normales, approche classique" l'indication suivante : "lorsqu'une approche VOR ou VOR/DME est effectuée en mode sélectionné, les informations raw data ne doivent pas être considérées comme exploitables si des oscillations supérieures à 1/2 point sont constatées. Une procédure de remise de gaz doit être effectuée si les références visuelles sont insuffisantes."

22.122 - Anomalies ayant pour origine les systèmes sol

Pour ce qui est du vol de l'accident, les problèmes d'interception résultent notamment des sélections de caps effectuées dans le début du processus de capture (cap 051 sélectionné au FCU alors que l'avion est au cap 143). La commission s'est demandé si cette sélection avait pu être provoquée par une information VOR incorrecte.

La commission a noté (voir § 21.211.1):

- que le CVR ne donne aucune indication que des battements aient été remarqués par l'équipage;
- que les informations VOR disponibles étaient de qualité suffisante pour que le copilote détecte convenablement le problème de capture de l'axe et indique les corrections adaptées;
- qu'en revanche dans les trente dernières secondes de descente environ, les annonces d'écart par rapport à l'axe VOR effectuées par le copilote, rapportées à la trajectoire réelle, suggèrent une perturbation des informations VOR.

22.123 - Conclusion

En ce qui concerne la contribution à l'accident de possibles anomalies d'indication VOR, la commission a finalement considéré comme très improbable qu'il se soit produit des battements dus à l'installation de bord, et comme assez probable qu'il se soit produit des oscillations dues à la perturbation du signal sol entre 9NM et 8NM

de STR, d'autant que l'avion se trouvait sur une trajectoire anormalement basse. De plus, quelle que soit l'origine de ces oscillations ou battements éventuels, la commission a considéré qu'ils n'auraient pas pu contribuer directement à l'anomalie du taux de descente. Elle a conclu que de tels phénomènes auraient pu constituer un facteur contributif, en augmentant la charge de travail de l'équipage dans la phase de capture de l'axe d'approche. Elle a pris note de la correction technique apportée au problème d'origine bord, et n'a pas estimé nécessaire de poursuivre sa réflexion sur ce sujet.

22.2 - Niveau professionnel de l'équipage

22.21 - Commandant de bord

A l'examen de son dossier de progression, le commandant de bord possédait des aptitudes au pilotage de niveau plutôt moyen. Elles lui ont globalement permis d'apprendre le métier de pilote de ligne au prix d'une durée d'instruction plus importante que la moyenne. Les conditions d'exercice de son début de carrière de pilote ne lui ont pas facilité l'acquisition d'une bonne structure de travail. Il a éprouvé quelques difficultés dans la phase initiale de son stage de pilote de ligne. Par la suite, il a fait des progrès et les résultats des derniers stages de formation effectués indiquent qu'il avait acquis une structure de travail et une maturité professionnelle de bon niveau. A l'issue de son stage commandant de bord, il a atteint le niveau de performance correspondant au standard commandant de bord dans la compagnie Air Inter.

Son expérience globale de 8800 heures en faisait un pilote expérimenté, ancien dans la compagnie, et connaissant parfaitement le réseau. Son expérience récente était de 112 heures dans les trois derniers mois, 38 heures au cours du dernier mois, 3 heures 30 minutes dans les 24 dernières heures.

Il avait subi en 1990 et 1991 les entraînements et contrôles périodiques requis par la réglementation. Ces contrôles avaient donné lieu à des appréciations de niveau professionnel favorables.

Son stage de qualification de type sur A320 et son adaptation en ligne se sont effectués conformément aux programmes approuvés ou déposés et n'ont donné lieu à aucune mention de problème particulier.

22.22 - Copilote

22.221 - L'examen de son dossier professionnel ne fait pas apparaître de problème d'aptitude chez le copilote. La seule mention négative concerne une certaine

lenteur d'exécution notée pendant son stage de pilote professionnel de première classe (PP1). Elle disparaît vers l'âge de trente ans, après que le suivi d'un stage long de formation structurée et l'acquisition progressive d'une expérience pratique de copilote sur avion de ligne, aient corrigé les carences de sa formation initiale. Son niveau de performance a alors atteint dans l'ensemble un niveau professionnel qualifié de standard.

Son expérience globale de 3600 heures en faisait un pilote moyennement expérimenté. Son expérience récente était de 61 heures dans les trois derniers mois, 40 heures le dernier mois, 1 heure dans les 24 dernières heures.

Il avait subi en 1990 et 1991 les entraînements et contrôles périodiques requis par la réglementation. Ces contrôles ont donné lieu à des appréciations de niveau professionnel favorables.

Son stage de qualification de type sur A320 et son adaptation en ligne se sont effectués conformément au programmes approuvés/déposés. Ils ont donné lieu à quelques critiques relatives à son comportement en équipage, et à sa rigueur vis à vis des procédures.

22.222 - Effets d'une éventuelle alcoolémie

Le taux mesuré par l'analyse toxicologique post-mortem indique une concentration d'alcool dans le sang du copilote comprise entre 0 et 0,30 gramme par litre (soit entre 0 et 0,03%) au moment de l'accident.

La commission s'est référée aux connaissances disponibles sur les effets de l'alcool sur les comportements et les performances cognitives, et en particulier aux articles suivants, publiés par Aviation, Space and Environmental Medicine en 1991 et 1992:

- "Pilot Performance with Blood Alcohol Concentrations Below 0.04%" par Ross, Yeaze & Chau;

- "Effects of Alcohol on Pilot Performance in Simulated Flight" par Billings, Demosthene, White & O'Hara;

- "Effects of Acute Aspartame and Acute Alcohol Ingestion upon the Cognitive Performance of Pilots" par Stokes, Belger, Banich & Taylor.

Ces connaissances ont incité la commission à considérer que, même dans l'hypothèse haute (0,30 g/l au moment de l'accident), une telle alcoolémie n'avait pas eu d'effet significatif sur les performances cognitives du copilote, compte tenu notamment de sa consommation probablement habituelle d'alcool.

Cette conclusion est également soutenue par les éléments disponibles concernant le vol lui-même: toutes les interventions du copilote sont justes ou justifiées sur le fond : il propose une approche VOR/DME pertinente, il corrige une erreur du commandant sur le calage altimétrique QFE, il détecte le problème d'alignement sur l'axe d'approche finale et suggère les bonnes corrections.

La commission a d'autre part étudié au § 22.4 les effets d'une éventuelle alcoolémie du copilote au plan des relations internes à l'équipage.

22.23 - L'équipage constitué

22.231 - L'équipage était constitué de deux pilotes réglementairement qualifiés et d'un niveau professionnel supérieur ou égal au minimum requis par la réglementation et la compagnie pour l'exercice de leurs fonctions.

Cependant la commission a noté la faible expérience des deux pilotes sur A320.

L'expérience du commandant de bord sur A320 était d'environ 160 heures de vol. Bien que sur un réseau du type de celui d'Air Inter ceci corresponde à environ 160 étapes, ceci constitue une expérience faible, qui situe encore ce pilote dans une phase de maturation de son adaptation à cet avion. L'expérience du copilote sur A320 était encore plus faible: environ 60 heures de vol.

22.232 - Pour ces deux pilotes, l'A320 a constitué une triple nouveauté:

- la nouveauté classiquement associée à chaque qualification de type supplémentaire;

- une nouveauté associée à la découverte d'une génération de cockpits et d'automatismes sophistiqués: le commandant volait sur Caravelle 12, et le copilote sur Mercure, avions représentatifs de la technologie des années 60. Ni l'un ni l'autre n'avait d'expérience préalable des systèmes tels que les présentations instrumentales par écran cathodique, ou les FMS.

- la découverte de l'avion le plus novateur de cette génération: commandes de vol électriques, minimanche, automanette fixe, mode FPA, digitalisation généralisée, ECAM.

22.233 - Tout processus d'apprentissage se traduit par une régression des modes cognitifs utilisés par les opérateurs humains: des modes supérieurs, les plus consommateurs en ressources cognitives, inévitables avant apprentissage, ils passent progressivement aux modes

inférieurs, les plus automatisés. L'apprentissage permet à travers ce processus de libérer des ressources, d'augmenter la performance et la fiabilité des opérateurs. Le temps nécessaire pour la mise en place de modes cognitifs complètement automatisés est de l'ordre de 500 heures pour les situations de conduite de processus complexes.

Par ailleurs une étude récente (Amalberti 93) a évalué à une durée de l'ordre de 800 heures le temps nécessaire pour que les pilotes se soient construit une représentation précise de leur savoir-faire et de leurs limites sur un avion de nouvelle génération. Durant cette période, un pilote "s'approprie" progressivement l'avion, par compilation et structuration personnelle des connaissances acquises, et construction d'une connaissance sur son propre savoir, qui est un élément déterminant du réglage des stratégies d'action (gestion du temps, des priorités, des risques).

Cette expérience, qui correspond en moyenne à une année et demie de pratique, est donc l'ordre de grandeur de la phase de maturation de l'adaptation d'un pilote à un avion nouveau. Avant le terme de cette période, la performance est plus vulnérable aux erreurs internes et aux perturbations externes, et cela quel que soit le type d'avion. Les informations de la banque de données ADREP de l'OACI montrent que la courbe du nombre d'accidents rapporté à l'expérience des pilotes sur le type diffère notablement de la répartition de l'expérience elle-même, et comporte une bosse entre 100 et 700 heures de vol, avec un maximum important vers 250 heures.

22.234 - Par les évolutions qu'ils induisent dans les modes opératoires des pilotes habitués aux avions classiques, les avions de nouvelle génération conduisent à une accentuation des problèmes de maturation, et à une augmentation de la durée de la phase de maturation. Ceci tient en particulier aux éléments suivants:

- le temps nécessaire pour se construire une représentation opérationnelle du système augmente avec la complexité du système (extension des fonctionnalités, multiplication des interactions entre sous-systèmes, logiques complexes);
- le temps nécessaire pour la mise en place de processus cognitifs de conduite et de contrôle automatisés (routiniers) augmente avec le niveau d'automatisation du système, le nombre de ses fonctionnalités, et la diminution des retours sensoriels;

Compte-tenu de leur expérience professionnelle passée limitée à des avions classiques de conception ancienne, et de leur expérience limitée sur A320, ces deux pilotes se

trouvaient donc tout au début de cette phase de maturation. Leurs performances étaient plus vulnérables aux diverses perturbations externes (changements de procédure d'approche, trajectoire de guidage radar mal adaptée) ou internes (rapports entre membres d'équipage). Ceci est d'autant plus vrai pour les procédures rarement utilisées, comme les approches "classiques", et les manipulations associées (mode FPA).

22.3 - L'interface équipage-avion

22.31 - Introduction

22.311 - Deux hypothèses sur les trois retenues par la commission (voir § 21.4) concernent une conscience erronée de l'équipage à l'égard du mode de descente activé ou de la signification réelle de la valeur du paramètre sélectionnée.

Surtout, les trois hypothèses retenues par la commission se rejoignent sur l'absence de détection par l'équipage d'une anomalie majeure de trajectoire dans le plan vertical.

La commission a noté qu'un nombre élevé d'erreurs de ce type sont commises en phase d'instruction sur A320, et que le nombre résiduel d'erreurs en ligne semble suffisamment élevé pour transparaître malgré les imperfections du retour d'expérience dans ce domaine. Quelques cas signalés ont conduit à des situations dangereuses (voir § 117.6).

La commission a considéré en conséquence qu'une analyse des mécanismes des défaillances retenues dans les scénarios possibles de l'accident qui serait limitée aux caractéristiques de cet équipage et aux circonstances particulières de ce vol serait incomplète. Elle a recherché des éléments d'explication de ces défaillances constatées dans la relation entre un équipage quelconque et l'A320, en examinant les aspects suivants:

- rapport général de confiance ou de défiance des pilotes vis à vis de l'avion;
- ergonomie de la commande des modes verticaux;
- ergonomie de la présentation des paramètres de contrôle de la trajectoire verticale;
- autres facteurs d'alerte;

22.312 - Dans cette démarche, la commission ne prétend en rien avoir démontré une relation de cause à effet, directe et biunivoque, entre la conception ergonomique des composantes étudiées et l'accident. Elle

ne prétend pas disposer d'éléments permettant d'établir que cette conception aurait provoqué à elle seule une éventuelle erreur de cet équipage lors de ce vol, ou l'aurait empêché d'en prendre conscience. Elle ne prétend pas non plus établir que le comportement supposé de cet équipage durant ce vol vis à vis des commandes et instruments concernés démontre à lui seul l'existence de défauts de conception.

La commission s'est appuyée sur l'exemple fourni par les différentes hypothèses de scénario de l'accident, ainsi que sur les apports du retour d'expérience, pour analyser les interactions possibles entre certaines caractéristiques de conception de l'avion, les comportements des équipages, et finalement la sécurité des vols, pour tenter d'en déduire des pistes d'amélioration de la sécurité, liées ou non à l'A320.

22.313 - Dans cette démarche, la commission a adopté un point de vue général sur les rapports entre ergonomie du poste de pilotage et sécurité, qui comporte les postulats suivants:

- il est utile à la sécurité de réduire la probabilité d'occurrence de certaines erreurs;
- la conception ergonomique des commandes et de leur signalisation est l'un des paramètres de cette probabilité;
- la probabilité de détection d'une erreur au bout d'un temps donné dépend aussi de l'ergonomie de la représentation par les instruments des conséquences de l'action effectuée.

Pour son analyse, la commission a notamment fait appel à quelques concepts et connaissances simples, parfois récentes, apportées par la physiologie et la psychologie, et dont les références essentielles sont indiquées dans la note introductive au chapitre 2.2. Les critères d'appréciation ergonomiques qui en résultent ne font pas nécessairement l'objet d'un consensus au sein de la communauté scientifique, et ils ne font pas l'objet d'une application systématique en aéronautique. Par ailleurs, leur application aux autres types d'avion que l'A320, notamment ceux équipés d'instruments à tubes cathodiques et systèmes de pilotage numérique, n'a pas été systématiquement examinée de façon comparative.

22.32 - Rapport général de confiance équipage-avion

22.321 - Généralités

22.321.1 - Nul ne peut piloter un système en temps réel sans un minimum de confiance dans ce système. Cette

confiance est par définition ce qui permet à un opérateur de postuler qu'entre deux points de vérification qu'il aura effectués, le comportement du système sera conforme aux modèles opérationnels qu'il s'en est fait. En l'absence de confiance, la fréquence d'échantillonnage du contrôle sur chaque processus dynamique devrait être infinie, ce qui est évidemment impossible.

22.321.2 - Cette confiance détermine donc les stratégies de délégation de tâches et le niveau de surveillance réelle que l'opérateur adoptera vis à vis du système, et en particulier des automatismes. Si cette confiance est élevée, il déléguera beaucoup et/ou surveillera peu. Dans ce cas il prend le risque de perdre une conscience correcte de la situation. Si cette confiance est faible, il déléguera peu et/ou surveillera beaucoup. Dans ce cas il prend le risque d'une saturation cognitive. Dans les deux cas, il y a baisse de performance, notamment en ce qui concerne la sécurité.

22.321.3 - Un opérateur humain gère en permanence un compromis entre ces deux risques. Le compromis adopté n'est ni universel (il dépend de l'individu, de sa personnalité, de son expérience passée, de sa culture), ni global (il peut y avoir confiance forte pour certains systèmes de l'avion et confiance faible pour d'autres), ni constant (l'évolution des circonstances conduit à redéfinir la répartition de la confiance en fonction des nouvelles priorités perçues).

22.321.4 - Un déterminant essentiel de la confiance que porte un opérateur au système qu'il doit piloter est la connaissance qu'il possède sur son propre savoir sur ce système, sur son savoir faire et ses limites personnelles. Les erreurs qu'il commet sont des éléments structurants de cette perception des limites, et constituent donc, au contraire d'une quelconque pathologie cognitive, une composante rétroactive fondamentale des processus d'apprentissage et plus généralement, de l'intelligence humaine.

22.322 - On a vu (cf § 22.2) que compte tenu de la faible expérience de chacun des pilotes sur l'avion (respectivement 162h pour le commandant et 61h pour le copilote), cet équipage est encore en phase de maturation de son adaptation à cet avion.

22.323 - On décèle chez le commandant une attitude générale de réticence vis à vis de l'avion. Il a repoussé le plus longtemps possible son passage au secteur A320. Peu de temps avant l'accident, il a vécu un événement qui l'a marqué et qui alimente probablement ses doutes sur sa maîtrise de l'avion (voir § 15.11). Apprenant la présence à bord d'un collègue commandant A320 d'Air Inter durant le vol Orly-Lyon, il l'invite au poste de pilotage pour lui faire part de sa préoccupation concernant cet événement.

Pendant le vol de l'accident, on retrouve des indices de prudence vis à vis de son propre savoir faire, conformes à sa personnalité générale. Il résiste le plus longtemps possible au changement que lui suggèrent le copilote puis les instructions du contrôle, et préfère manifestement effectuer une approche ILS, dont il a déjà acquis une bonne habitude sur cet avion. Il effectue son virage de retour sur ANDLO en utilisant le plus souvent le mode ROSE VOR sur son écran de navigation. Cet affichage le replace dans les conditions qu'il connaissait sur les avions précédents.

Ces signes de prudence générale vis à vis de son propre savoir faire n'excluent cependant pas des attitudes locales de confiance totale vis à vis de certains automatismes de l'avion, en particulier les fonctions "classiques" du pilote automatique (modes sélectionnés par opposition aux modes programmés) pour lesquelles il peut transposer plus facilement son expérience des autres avions.

22.324 - Pour ce qui est du copilote on trouve globalement les signes d'une plus grande confiance en lui et en l'avion. Il n'hésite pas à proposer des adaptations de stratégies pertinentes. Il intervient sur la façon dont le commandant utilise l'avion: "laisse lui prendre ses trois cent quarante noeuds après tout". Il n'effectue pas les annonces prévues par la compagnie dans la majorité des cas concernant la surveillance des automatismes (changements d'indications FMA).

22.325 - L'examen des enregistrements CVR et QAR conduit au constat que l'équipage a abandonné presque totalement la surveillance du profil vertical du vol après que la mise en descente ait été commandée.

Ce constat découle principalement de l'absence d'annonce concernant les changements de modes de pilotage de la trajectoire verticale, et de l'absence de toute allusion au taux ou à la pente de descente, les communications entre pilotes étant concentrées sur la navigation latérale et la mise en configuration de l'avion.

Il est renforcé par le fait que 28 secondes avant l'accident, le commandant utilise les aérofreins. Ceci signifie en effet que lui au moins a pris conscience de ce que la vitesse tend à devenir excessive (flèche de tendance dans le bandeau VFE), mais qu'il corrige le symptôme sans s'interroger sur ses causes. Or une telle augmentation de vitesse constitue en soit une anomalie suffisante dans cette phase du vol pour amener cette interrogation. Le fait qu'il ne se pose pas la question (puisqu'il regarde le bandeau de vitesse au PFD sans lire les anomalies voisines: variomètre, assiette) indique peut-être une certaine saturation, et beaucoup plus probablement une confiance à

peu près totale dans le fait que le pilote automatique fera ce qu'il lui a demandé - ou qu'il croit lui avoir demandé de faire.

22.33 - Ergonomie de la commande des modes verticaux

22.331 - Généralités

L'A320 est le premier avion à disposer d'un mode (et par conséquent d'un sélecteur de mode) de pilotage automatique vertical en angle (FPA): il n'y a donc pas dans ce cas de transposition possible de savoir-faire anciennement acquis, et un apprentissage véritable est nécessaire. Au bout d'une certaine pratique, une procédure mécanisée (et un gestuel associé) est acquise.

Il est peu probable que l'expérience des pilotes du F-GGED ait été suffisante pour qu'ils aient acquis des automatismes sur ce point. En effet cette commande de mode vertical n'est pas d'un emploi fréquent: elle est utilisée essentiellement pour les procédures d'approche "classiques" (qui sont rarement effectuées sur le réseau d'Air Inter).

Dans ces conditions la procédure apprise est encore fragile. Elle reste très sensible aux perturbations extérieures: interruptions, focalisation de l'attention, pression du temps, stress. Elle reste également sensible aux déviations induites par d'éventuelles inadéquations ergonomiques (écart entre l'intention ou les présupposés du concepteur et le fonctionnement réel des opérateurs).

22.332 - Principes de conception

La philosophie de conception de la commande des modes latéraux et verticaux découle du principe de couplage latéral/vertical retenu par le constructeur. Ce couplage offre au pilote le choix entre deux références "cohérentes" de pilotage de la trajectoire: le pilotage traditionnel cap/vitesse verticale, et le pilotage direct du vecteur trajectoire instantanée. Selon le constructeur, cette philosophie a suggéré de localiser le sélecteur/inverseur de référence de trajectoire au centre du FCU, symbolisant l'intersection du plan vertical et du plan horizontal. Une légende à cristaux liquides, située au dessus de cet inverseur, indique la référence sélectionnée: HDG-VS ou TRK/FPA selon le cas.

Les commandes de sélection des valeurs sélectionnées ainsi que les fenêtres d'affichage correspondantes sont réparties de part et d'autre du sélecteur de mode, les paramètres latéraux à gauche et les paramètres verticaux à droite (voir annexe 15). La commande et la fenêtre d'affichage des paramètres de contrôle du taux de descente sont communs aux deux modes (VS et FPA) et sont situés assez loin de l'inverseur de référence sur la droite du

FCU. Dans la fenêtre d'affichage, une légende signale, au dessus de la valeur considérée, la nature du paramètre sélectionné (VS ou FPA). La valeur sélectionnée peut être par la suite modifiée par simple rotation de la commande d'affichage. La sélection de référence peut se faire bien avant le point de début de descente.

22.333 - Procédure d'utilisation

La procédure de commande d'une mise en descente comprend normalement la sélection de la référence voulue (action au centre du FCU), puis l'affichage de la valeur sélectionnée par rotation du "rotacteur", et l'activation du mode par traction sur ce même rotacteur (actions sur la droite du FCU). Cette séparation des lieux d'action augmente la probabilité d'interruption de la séquence d'actions qui sont normalement liées dans la procédure. Or la probabilité d'un oubli en amont ou en aval de l'interruption augmente avec la probabilité d'interruption. De plus il existe un bouton poussoir identique au sélecteur de mode (destiné à l'affichage des altitudes en mètres sur l'écran EW/D) qui, lui, est situé à côté du rotacteur d'affichage des valeurs sélectionnées de FPA ou de VS. Ceci crée une possibilité de confusion entre les deux boutons poussoirs, d'autant plus que ces boutons poussoirs ne sont pas directement repérés par une indication explicite de leur fonction.

22.334 - Fiabilité du processus de commande

En cas de pression temporelle ou de stress, un opérateur humain adapte automatiquement ses procédures opératoires en faisant l'économie d'actions perçues comme moins importantes, ou moins efficaces. Il abandonne certains des contrôles au profit de l'exécution, cherche à mettre en oeuvre des réponses toutes prêtes (routines) au détriment de solutions raisonnées, et plus généralement abandonne la réflexion au profit de l'action. A la limite il ne gardera que ce qu'il perçoit comme essentiel à son projet d'action. Il s'agit là d'un mécanisme de régulation de la charge de travail, qui constitue un déterminisme interne incontournable pour tout être humain.

Pour l'équipage du F-GGED, l'objectif était de faire descendre l'avion. Le noyau dur de la procédure qui conduit à ce résultat ne comprend que les actions finales, c'est à dire l'affichage (même grossier) d'un taux de descente suivi de l'activation d'un mode de descente. Or, par opposition à la séquence sélection du mode de descente / affichage de la valeur cible, ces deux actions sont fortement corrélées sur le plan ergonomique: elles passent par un même rotacteur, et peuvent s'enchaîner dans un geste continu. La présentation des commandes renforce donc la tendance d'un opérateur sous pression à oublier la phase préliminaire de la procédure: la sélection du mode.

22.335 - Criticité du processus de commande

La cohérence entre le mode de descente sélectionné et la valeur affichée est une condition critique de sécurité. En effet l'affichage d'une valeur normale sur un mode (par exemple un angle de descente de 3.3 degrés) peut conduire à une situation critique si elle est prise en compte par le pilote automatique comme une valeur cible sur l'autre mode (3300 ft/mn dans l'exemple choisi).

Ce caractère critique résulte en fait de la conception de la commande et de la fenêtre d'affichage de la valeur sélectionnée. Même si des légendes à cristaux liquides rappellent la référence et le mode sélectionnés, le rotacteur de commande et la fenêtre d'affichage numérique sont communs aux deux modes. Le format des valeurs numériques sélectionnées est par ailleurs beaucoup plus lisible (hauteur triple) que celle de l'indication de mode. La sensibilité de la commande est plus de trois fois plus grande en mode VS qu'en mode FPA: un clic = 0,1° en FPA; un clic = 100 ft/mn en VS, soit plus de 0,3° à vitesse normale d'approche. Or les formats de codage sont extrêmement voisins. Le codage sur deux chiffres de la vitesse verticale supprime toute possibilité de discrimination fiable (par le format) entre les deux grandeurs alternatives. Au contraire, ce sur-codage sur deux chiffres (ex: 33) d'une grandeur par ailleurs toujours codée sur trois ou quatre chiffres pour son utilisation par un opérateur humain (ex: 3300) augmente la probabilité de confusion entre une valeur de VS et une valeur de FPA. La probabilité de confusion entre 33 et 3.3 est élevée. Une fois commis, ce type d'erreur est pratiquement indétectable par la seule observation de l'affichage. (Les autres moyens de détection dont dispose l'équipage sont discutés au § 22.34).

22.336 - Conclusion

En conclusion la conception du rotacteur et de la fenêtre d'affichage du paramètre de pilotage de la trajectoire verticale confère un caractère critique à la cohérence mode vertical/valeur sélectionnée. Or la probabilité de confusion dans ce domaine apparaît élevée, en particulier pour un équipage jeune sur l'avion. La répartition spatiale des sélecteurs de mode et de valeur sélectionnée tend à accentuer la faiblesse naturelle du processus cognitif mis en oeuvre par un opérateur humain.

22.34 - Ergonomie de présentation des paramètres de contrôle de la trajectoire verticale

22.341 - Introduction

Il découle de ce qui précède que la détection a posteriori d'une anomalie de trajectoire engendrée par une

erreur éventuelle de l'équipage devient un élément critique de la sécurité. D'ailleurs le seul élément commun à toutes les hypothèses de scénario conservées par la commission est l'absence de détection de l'anomalie par l'équipage.

La commission a en conséquence examiné les moyens dont disposait l'équipage pour détecter une mauvaise sélection de mode puis l'anomalie de trajectoire. Ces moyens comprennent l'affichage des modes de pilotage automatique, l'affichage des valeurs cibles, la symbologie du Directeur de Vol (DV), le variomètre, l'assiette longitudinale, l'augmentation de vitesse, le défilement de l'altimètre et la non conformité des altitudes franchies avec les minimums altitudes/distance spécifiés dans la procédure VOR-DME.

Dans son analyse, la commission a été guidée par la compréhension suivante des processus de perception d'un opérateur humain: ceux-ci s'apparentent à une lecture filtrée permanente des stimuli extérieurs, qui adapte à chaque instant les seuils cognitifs de perception pour opérer une très forte sélection. Ce filtrage est piloté par la représentation mentale que l'opérateur se fait de la réalité, et de son action présente et à venir sur son environnement. Ce pilotage s'effectue par l'intermédiaire de l'attention, qui est l'interface active de cette représentation mentale avec le monde réel. Elle est indissociable de l'action en cours et s'oriente à chaque instant vers un aspect différent du réel. Lorsqu'un stimulus fait partie du champ d'attention et concorde avec la représentation mentale, le seuil de perception correspondant est faible. Dans le cas contraire, il peut être très élevé.

Dans le vocabulaire employé par la commission dans la suite, le "pouvoir d'alerte" d'une information est sa capacité à franchir les seuils cognitifs en dehors du champ d'attention et/ou malgré une inadéquation de la représentation mentale. Le fait que ces seuils puissent être très élevés (et en particulier le fait que les représentations mentales soient très stables, et résistent parfois spectaculairement aux signaux discordants), ne signifie pas qu'ils soient infranchissables. La commission n'a pas considéré non plus que toutes les présentations de l'information soient de ce point de vue équivalentes, bien au contraire. L'intensité du signal physique (taille, sonorité, luminosité, colorimétrie, dynamique, ..) rapportée à son environnement lui a semblé un paramètre évident du pouvoir d'alerte. La nature du codage, le degré d'analogie avec le phénomène réel représenté, la nouveauté et le niveau d'abstraction de la symbologie, en déterminant la complexité des processus cognitifs à activer pour le décodage, lui ont également paru jouer un rôle important à cet égard.

En application de cette compréhension et de ces critères, la commission a porté un certain nombre de jugements sur la présentation instrumentale de différents paramètres. Parce que les processus cognitifs évoluent fortement au cours de la phase d'apprentissage et d'appropriation, elle a porté un regard différent sur les figurations classiques et sur les figurations nouvelles.

Comme cela a déjà été indiqué, la commission reconnaît le caractère subjectif des conclusions qu'elle a tiré de cette démarche.

Enfin, tout en conduisant cette analyse critique sur certains aspects de la conception de l'ergonomie des retours d'information du poste de pilotage, la commission est restée consciente de la complémentarité de tout effort dans ce domaine avec l'application par l'équipage de techniques de gestion des ressources et de surveillance appropriées, telles qu'enseignées par exemple dans les formations de type CRM (Crew Resource Management).

22.342 - Affichage des modes de pilotage automatique

Le FCU comporte un affichage des modes sélectionnés. Ce renseignement apparaît en deux endroits: sur la fenêtre d'affichage de la référence de trajectoire choisie (HDG-VS ou TRK-FPA), et dans la partie supérieure de la fenêtre d'affichage de la valeur sélectionnée. La hauteur des lettres est nettement plus faible que celle des caractères numériques, et n'est lisible qu'en vision centrale. Quoi qu'il en soit, cette signalisation ne constitue pas la référence principale. En effet, la philosophie de base définie par le constructeur pour la détection des anomalies repose sur le principe suivant: le résultat de toute intervention sur le FCU doit être contrôlé sur le FMA. En particulier les changements de mode sont mis en évidence par l'apparition, pendant dix secondes, d'un encadré (ou "box") autour de l'affichage du mode qui vient de subir une modification.

Dans le cas du F-GGED, le problème se pose différemment selon l'hypothèse de scénario considérée. S'agissant d'un oubli de changement de référence, il s'agit de détecter que le mode activé au dégagement du mode ALT, et souligné par l'apparition d'un encadré blanc pendant dix secondes, est le mode attendu. S'agissant d'une erreur de manipulation ou d'un dysfonctionnement du bouton poussoir, le problème est de détecter à travers l'affichage l'absence du changement attendu. La fiabilité d'une telle détection "en négatif" est liée à celle de la détection "en positif" des changements de mode.

La lisibilité des changements de mode sur le FMA est suffisante lorsque le pilote s'attend à une telle information et regarde le FMA, ou au voisinage du FMA pour y lire la confirmation du changement de mode attendu

(comportement équipage conforme à la procédure prévue et aux règles enseignées). En effet la taille angulaire de l'encadré transitoire, vu d'une position moyenne de l'oeil, est de l'ordre de 2°. Ceci correspond à la taille de la zone de vision centrale capable d'une lecture alphanumérique. Lorsqu'on s'écarte de cette zone, l'acuité visuelle devient rapidement insuffisante pour permettre la lecture directe des modes, mais la vision reste sensible aux phénomènes transitoires. L'apparition, puis la disparition à dix secondes d'intervalle de l'encadré reste par exemple perceptible avec un minimum d'attention si le regard est axé sur le centre du PFD. Cependant la lecture du mode imposerait une saccade de l'axe de regard vers le FMA.

Par contre l'efficacité de l'encadré n'est pas toujours suffisante pour "forcer" une information auprès d'un pilote qui n'attend pas de changement de mode (détection d'un changement intempestif), ou qui ne consacre pas effectivement une part de son attention à la vérification du mode activé (comportement équipage non conforme à la procédure prévue et aux règles enseignées). Il suffit par exemple que le regard soit axé sur le centre du ND et l'attention consacrée à un problème de navigation pour que la signalisation d'un changement de mode ne soit pas perçue.

22.343- Affichage des valeurs cibles

La philosophie enseignée et rappelée ci-dessus vaut également pour les valeurs cibles: toute action sur le FCU doit être contrôlée sur le PFD. Cependant le contrôle au PFD des valeurs cibles de trajectoire verticale (VS ou FPA) effectivement prises en compte par le pilote automatique est impossible car ces valeurs ne sont pas présentées, à la différence des cibles de cap, route, altitude, vitesse ou mach. Il y a donc sur ce point conflit entre la conception de l'interface, la philosophie générale présentée par l'avionneur, et les principes enseignés pour son utilisation.

En l'absence de figuration des valeurs cibles verticales, et puisque les modes verticaux VS et FPA sont toujours couplés à des modes latéraux associés (HDG et TRK), le pouvoir de discrimination de la symbologie vis à vis du mode activé repose sur la symbologie de figuration des cibles latérales, cap ou route. Or celle-ci est pratiquement identique dans les deux cas: alors que les index de cap et de route magnétique instantanés sont distincts (barre verticale jaune et losange vert), la cible est figurée, sur l'échelle des caps du PFD et sur le ND, par le même symbole (un triangle de couleur cyan) dans les deux modes (ou par la valeur numérique si elle se situe hors de l'échelle).

Les seules différences de présentation entre les deux références du point de vue de la figuration des valeurs cibles concernent en fait d'une part la brillance et la longueur de l'index jaune des caps, qui sont diminuées en référence TRK-FPA, et d'autre part l'apparition en mode TRK de la cible de route magnétique la ligne d'horizon du ND. Elle est cependant figurée alors par une barre verticale (de couleur cyan) analogue à celle qui représente partout ailleurs l'index des caps.

En résumé, l'affichage des valeurs cibles au PFD ne comporte pas les paramètres de la trajectoire verticale. L'équipage ne peut donc pas vérifier la valeur du paramètre vertical prise en compte comme cible par le FMGC. D'autre part, la symbologie de figuration des cibles latérales ne permet pas une discrimination évidente de la référence de trajectoire utilisée.

22.344 - Variomètre

22.344.1 - Un instrument essentiel pour la détection d'une anomalie de trajectoire verticale de ce type est le variomètre. La présentation du variomètre de l'A320 est analogue à celle de la plupart des avions récents équipés de tubes cathodiques. Rien ne prouve qu'une présentation de déviation analogique linéaire soit intrinsèquement moins efficace ou alertante que la présentation circulaire des instruments classiques. Elle est en revanche différente, et en conséquence la mise en place de seuils d'alerte pour la perception immédiate d'une situation anormale nécessite l'accumulation d'une expérience nouvelle (étalonnage empirique de la perception) que n'avait probablement pas encore acquis l'équipage du FGED (voir § 22.233, rôle de l'expérience sur le type). Il est même possible que ces pilotes n'aient jamais eu l'occasion, y compris lors de leur instruction, de voir apparaître la signalisation ambre de valeurs de vitesse verticale anormales en approche.

22.344.2 - Si on compare la présentation du variomètre de l'A320 à celles d'autres cockpits à écrans cathodiques, on constate que dans le cas de l'A320, l'amplitude de la déviation analogique est limitée à +/- 2000 ft/mn. Les valeurs supérieures sont indiquées par une aiguille en butée et par l'apparition en bout d'échelle d'un nombre à deux chiffres (vitesse verticale exprimée en centaines de pieds par minute). Laissée en l'état, cette présentation serait insuffisamment alertante dans le cas où la valeur de vitesse verticale représentant une éventuelle anomalie dépasserait 2000ft/mn. En effet, elle fait appel à une lecture à part entière (décodage), c'est à dire un processus cognitif de niveau supérieur à celui mis en jeu pour la perception d'un signal analogique.

Un tel processus, qui nécessite une attention dirigée, est trop consommateur en ressources mentales pour être maintenu actif en permanence chez un opérateur. Il

doit donc être activé par un déclenchement extérieur faisant appel à des signaux plus élémentaires. Le constructeur a choisi pour obtenir ce résultat un codage en couleur ambre des gammes de taux de descente considérés comme anormaux : plus de 6000 ft/mn, ou plus de 2000 ft/mn au-dessous de 2500 ft HRA (hauteur radio-altimètre), ou plus de 1200 ft/mn au-dessous de 1000 ft HRA.

22.344.3 - Dans le cas de l'accident ce pouvoir d'alerte a été insuffisant pour faire prendre conscience de la gravité de la situation à l'équipage. La vitesse verticale a dépassé 1000 ft/mn (qui peut être considérée comme une valeur en limite de normalité en approche intermédiaire/finale) à 18h19mn53s, soit 15 secondes après l'engagement du mode de descente c'est-à-dire 44 secondes avant l'accident. D'après la logique rappelée ci-dessus, l'indication de vitesse verticale a dû devenir ambre lorsque les deux conditions, HRA inférieure à 2500 ft et vitesse verticale supérieure à 2000 ft/mn, étaient réunies, environ 20 secondes après l'engagement de la descente soit 40 secondes avant l'accident. Cet affichage a dû rester ambre jusqu'à l'impact puisque les conditions sont restées remplies.

A 18h20mn9s, soit 28 secondes avant l'accident, le commandant sort les aérofreins: ceci indique qu'il a regardé le PFD et été correctement alerté au sujet de la vitesse. Malgré cela, il n'a été alerté ni par la couleur ambre de l'échelle du variomètre ni par la valeur de vitesse verticale affichées sur ce même PFD. On peut interpréter cette différence de deux manières. On peut considérer d'abord que le commandant avait une raison particulière de rechercher l'information de vitesse puisqu'il devait vérifier la prochaine limite VFE pour la sortie des volets vers la position 3 (VFE next). On peut aussi considérer, en remarquant que la vitesse indiquée est à cet instant de 192 Kts et que la flèche de tendance pénètre juste dans le bandeau VFE, que la flèche jaune représentant les variations de vitesse est plus attractive et efficace que la barre oblique représentant les variations d'altitude.

22.344.4 - Les seuils d'alerte qui étaient pertinents dans le cas de cet accident concernent des valeurs de vitesse verticale de l'ordre de 1000 à 2000 ft/mn. De telles valeurs sont encore couvertes par le déplacement linéaire analogique de l'aiguille indicatrice sur le variomètre de l'A320. Au delà de ces valeurs, le codage par couleur d'une information de dépassement de limite fait appel à un mécanisme d'interprétation plus complexe que la "lecture" d'une position anormale d'aiguille sur un cadran circulaire. Cependant l'association anomalie / couleur ambre fait partie de la culture de base de tout pilote.

La mise en défaut de ce principe dans le cas du F-GGED suggère qu'on se demande si la couleur ambre est bien cohérente avec l'urgence potentiellement associée au franchissement des seuils d'anomalie, tels que prédéfinis, durant l'approche. En particulier ce choix pourrait être rapproché de l'indication par bandeau rouge des vitesses limites telles que VFE, VLE, etc. Il peut également être rapproché de la syntaxe symbolique normalisée par le règlement de certification pour les voyants lumineux (JAR.1322) ou pour les marquages d'instruments (ex: JAR 1549 et ACJ correspondante). Les significations associées aux couleurs rouge et ambre y sont en effet les suivantes:

- rouge: alarme; indication d'un danger qui peut exiger une action immédiate;
- ambre: avertissement; indication d'un besoin éventuel d'action future;

Enfin la commission s'est demandé si la multiplicité des couleurs mises en oeuvre sur une faible surface dans la symbologie des écrans cathodiques n'a pas banalisé les associations qui se veulent alertantes.

22.344.5- La commission considère en résumé que, pour ce qui concerne le variomètre, l'absence de perception des seuils d'alerte constatée à l'occasion de cet accident résulte moins des caractéristiques de la présentation du variomètre, que de sa nouveauté pour l'équipage du F-GGED. En effet celui-ci n'avait probablement pas encore acquis l'expérience nécessaire pour la perception immédiate d'une situation anormale. La commission estime cependant que le temps d'acquisition de l'expérience correspondante pourrait être nettement réduit par un renforcement de la présentation de la vitesse verticale, et en particulier un renforcement du pouvoir d'alerte des valeurs anormales.

22.345 - Altimètre

L'altimètre constitue également un instrument essentiel pour la détection d'une anomalie de trajectoire verticale dans une approche VOR/DME. Associé au DME, il permet de comparer les altitudes de passage de l'avion à des minimums spécifiés indiqués sur la fiche de procédure, pour des distances spécifiées. Or le CVR n'indique pas que le contrôle prévu à 9NM de STR ait été effectué (ce point est traité plus complètement aux paragraphes 22.523 et 22.53). Seule une annonce au temps QAR 3049 ("faut faire attention qu'il ne descende pas") indique peut-être une préoccupation de l'équipage vis-à-vis de l'altitude, sans qu'on puisse savoir ce qui a amené le commandant à formuler cette phrase -il s'agit peut-être d'autre chose que de l'avion- pas plus que la suite qui lui a été donnée.

Dans ces conditions, le pouvoir d'alerte d'un altimètre, quelle qu'en soit la présentation, est à peu près nul, car l'opération mentale (lecture de valeurs numériques, comparaison algébrique) qui pourrait conduire à la détection de l'écart vertical suppose de l'attention dirigée, donc un contrôle conscient. Le seul élément alertant potentiel réside dans le défilement anormalement rapide des indications d'altitude, qui fonctionne alors comme un variomètre. La commission s'est interrogée, de ce point de vue, sur l'efficacité de la présentation instrumentale de l'altitude. Elle a atteint des conclusions analogues à celles qui concernent l'indication variométrique. L'élément déterminant est la nouveauté de l'instrument pour cet équipage, qui n'avait pas atteint une expérience pratique suffisante pour la mise en place de seuils d'alerte adaptés à la perception immédiate d'une situation anormale.

22.346 - Présentation de l'assiette longitudinale

L'assiette est devenue négative, ce qui peut être considéré comme une anomalie pour une approche sous un angle de 3°, environ 45 secondes avant l'impact. Elle a dépassé -5° (anomalie manifeste) environ 40 secondes avant l'impact. L'absence de réaction du pilote aux commandes suscite une très forte présomption qu'il n'a pas pris conscience de l'anomalie. La représentation d'assiette sur A320 est classique, et aucun phénomène d'apprentissage spécifique n'est donc impliqué.

On peut cependant noter qu'il existe une interaction entre la représentation de l'assiette et la symbologie du Directeur de Vol (voir paragraphe 22.346), comme le montrent les confusions qui se produisent entre assiette et angle de montée en remise de gaz en mode FPA. Dans l'hypothèse d'une erreur sur le mode, on ne peut donc pas exclure que l'attente d'un repère (celui du FPA) au dessous de l'horizon atténue la perception de l'anomalie que constitue une assiette négative.

On peut néanmoins déduire de cette absence de perception d'une anomalie importante indiquée par une présentation classique que l'équipage a abandonné la surveillance de l'assiette pendant cette période, au profit, soit de la navigation latérale, soit de sources d'information de niveau de synthèse plus élevé (ex: Directeur de Vol)

22.347 - Le directeur de vol (DV)

La commission s'est interrogée sur le pouvoir d'alerte du directeur de vol dans les circonstances de l'accident, tant vis à vis d'une erreur de mode que vis à vis de l'anomalie de trajectoire.

En ce qui concerne l'erreur de mode, la symbologie de présentation du directeur de vol sur le PFD est différente selon que l'on est en référence HDG-VS ou en référence TRK-FPA (voir annexe 15). En référence HDG-VS, la symbologie fait appel à des barres de tendance croisées traditionnelles. En référence TRK-FPA, elle affiche une maquette symbolique de l'avion vu de l'arrière (Flight Path Vectoriel ou "bard") pour représenter le vecteur vitesse instantané, et une barre de référence spécifique (Flight Path Director) pour le guidage. Ces deux symbologies sont donc intrinsèquement tout à fait différentes.

Cependant la corrélation entre les symbologies et les modes est abstraite, et leur association automatique dans les représentations mentales suppose donc une expérience assez importante, que ne possédait pas l'équipage.

En ce qui concerne l'anomalie de trajectoire, le pouvoir d'alerte du DV était pratiquement nul: en effet, dans les circonstances, l'information brute présentée aux pilotes du F-GGED par leurs DV en mode VS était : "aiguilles centrées", dont le décodage immédiat est : "manoeuvre correcte". Dans un tel contexte, l'information présentée fonctionne donc plutôt comme une confirmation de normalité.

22.348 - Equilibre général des informations verticales et latérales

Il existe une tendance des opérateurs à concentrer leur attention sur les sources d'information qui présentent le niveau de synthèse le plus élevé, et par conséquent la meilleure efficacité opérationnelle. Ceci est vrai pour le Directeur de Vol dans une instrumentation classique. Pour les avions dotés d'écrans cathodiques et de FMS, l'information de plus haut niveau de synthèse (niveau stratégique) en ce qui concerne la trajectoire de l'avion est celle présentée sur le ND. Or celui-ci ne comprend que le profil latéral de la trajectoire.

Il y a donc de ce point de vue, une dissymétrie marquée dans l'interface avion/équipage entre les dimensions latérales et la dimension verticale. La nature différente des informations en plan et en profil vertical et leur synthèse est une des difficultés de base de la formation d'un pilote IFR. La navigation latérale a en effet bénéficié de progrès plus rapides vers des représentations analogiques que la dimension verticale. Cette dissymétrie, déjà accentuée par l'apparition des plateaux de route, s'est aggravée lors de l'arrivée des EFIS présentant des cartes de navigation en plan très complètes, mais sans information de profil vertical, ni figuration topographique ou représentation d'altitude

minimal de sécurité. Bien que de nombreux types d'avion exploitent maintenant avec succès de tels dispositifs, il y a là une cause manifeste de déséquilibre dans l'affectation de l'attention de l'équipage.

22.349 - Conclusion

Globalement, la non détection des anomalies de vitesse verticale, de défilement d'altimètre et des altitudes atteintes, traduit un abandon majeur par l'équipage de la surveillance du profil vertical au profit de la surveillance latérale et de la mise en configuration de l'avion. Elle ne met pas en évidence de déficience intrinsèque importante dans la présentation des paramètres de contrôle de la trajectoire verticale.

Cependant la commission considère que la présentation des informations de guidage et de pilotage dans le plan vertical, si elle est de nature à satisfaire aux besoins d'un équipage convenablement conscient de sa trajectoire, n'est pas propre à alerter efficacement un équipage en situation d'erreur de représentation à cet égard, d'autant que certaines sources traditionnelles de retours sensoriels n'existent pas sur cet avion.

22.35 - Autres facteurs d'alerte potentiels

22.351 - Loi de prise d'assiette en pilotage automatique

La loi de prise d'assiette au PA (limitation à 0,05g du différentiel de facteur de charge) n'a joué aucun rôle dans le cas du F-GGED puisque, du fait d'une vitesse ascensionnelle de 600 ft/mn existant au moment de la commande de descente, ce différentiel a été de 0,12g (car l'autorité du PA est augmentée dans ce cas). Malgré cela, l'équipage n'a pas été alerté par la durée anormale de l'accélération (une quarantaine de secondes au lieu d'une quinzaine pour une stabilisation à 800 ft/mn). Ceci est conforme à la réponse physiologique normale, qui détecte surtout les variations d'accélération.

22.352 - Viseur Tête Haute (HUD)

Un descriptif de cet équipement figure en annexe 15

Compte tenu de ce qui est dit au § 117.21, le HUD a pu être mis sous tension alors que la glace n'était pas déployée. Cette action du pilote (non conforme à la procédure décrite dans le manuel d'exploitation: "Tout mouvement de la glace est à faire rhéostat de commande sur OFF") n'exclut pas que le commandant ait ensuite déployé la glace. Rien n'indique que le pilote ait regardé le HUD pour contrôler la trajectoire de l'avion. Au contraire, bien que rien n'interdise à un pilote de l'utiliser pour

le début de la descente, la pratique la plus courante lors d'une approche classique est d'exploiter les informations du HUD à partir du moment où la piste est en vue. De plus, en conditions IMC, la seule raison qui aurait pu amener le commandant de bord à regarder dans le HUD est de tenter de positionner le plan suivi par l'avion par rapport au plan sélectionné. Mais dans ce cas, l'absence de référence de plan sélectionné aurait été évidente.

Le plus probable est donc que le commandant n'ait pas utilisé son HUD.

22.353 - Ergonomie des manettes de puissance

22.353.1- Par conception, les manettes de poussée de l'A320 sont "fixes" en mode autopoussée (A/THR). Cela signifie qu'elles ne sont pas asservies en position aux ordres de poussée envoyés aux moteurs par le calculateur, mais restent normalement dans une position fixe matérialisée par un cran mécanique. La position mécanique de la manette définit la poussée maximale que pourra commander l'autopoussée. Ainsi, à l'exception du décollage, un vol s'effectue entièrement, y compris une descente avec les moteurs au ralenti, avec les manettes dans le cran "CLIMB". L'autopoussée peut alors en effet utiliser toutes les valeurs de poussée inférieures ou égales à la poussée "CLIMB".

22.353.2 - Dans le cas de l'accident, compte tenu de la pente et de la configuration de l'avion, les régimes moteurs (N1) se sont stabilisés à 35%. Pour une descente sur un plan de 3°3' après stabilisation de la trajectoire et de la vitesse en configuration d'approche finale, toutes choses égales par ailleurs, le N1 aurait été d'environ 53%. Si les manettes de poussée avaient été mobiles par conception, au lieu de rester dans le cran CLIMB, elles auraient pris une position dépendant du N1. La différence entre les deux positions qu'elles auraient prises dans les deux situations évoquées ci-dessus correspond à environ 1/5 de la plage d'utilisation.

22.253.3 - Les manettes de l'A320 sont de petite taille, et il est peu vraisemblable dans ces conditions que l'équipage aurait détecté une différence de l'ordre de grandeur évoqué ci-dessus, d'autant plus qu'il est très peu expérimenté sur l'avion. Dans le cas d'une géométrie plus classique, le pouvoir d'alerte serait intrinsèquement plus élevé, notamment par l'intermédiaire de la perception kinesthésique de la variation de position des membres, lorsque la main du pilote est posée sur les manettes. Cette sensibilité fournit en effet un canal complémentaire de saisie d'information, très instinctif, et qui ne mobilise pas les fonctions cognitives supérieures. La commission a cependant considéré que, dans les circonstances de l'accident, compte-tenu du mouvement des manettes dans le sens attendu et du faible écart de leur position finale,

un tel canal n'aurait pu jouer néanmoins qu'un rôle très marginal dans la détection de l'anomalie de trajectoire.

22.354 - Absence d'autocall-out à 400 ft

Sur A320, la fonction d'annonce sonore automatique (auto call-out) de la hauteur radio-altimétrique et de la hauteur de décision est assurée par les calculateurs FWC (Flight Warning Computer). En ce qui concerne les hauteurs radio-altimétriques, les auto call-out sont sélectionnables indépendamment les uns des autres par programmation. A l'époque de l'accident, les annonces qu'il était possible de programmer étaient les suivantes : 400 pieds (l'annonce de la voix synthétique est alors "FOUR HUNDRED"), 300, 200, 100, 50, 40, 30, 20, 10, 5 pieds.

Air Inter avait choisi d'activer les annonces de hauteur inférieures ou égale à 200 pieds.

Compte tenu du profil de la trajectoire du F-GGED par rapport au relief, si l'annonce "four hundred" avait été programmée sur cet avion, elle aurait été déclenchée entre 4 et 3 secondes avant l'impact. Ce délai aurait été manifestement trop court pour permettre l'évitement du mont La Bloss.

Par ailleurs, il convient de noter que les éventuelles alarmes GPWS annoncées par la voix synthétique sont prioritaires sur les annonces radio-altimétriques. En conséquence si l'avion avait été équipé d'un GPWS, l'alarme déclenchée par cet équipement (voir § 117.9) aurait été prioritaire sur l'annonce "FOUR HUNDRED".

22.36 - Absence de GPWS

22.361 - Une étude par simulation numérique de la chronologie des alarmes qui seraient apparues si le F-GGED avait été équipé d'un GPWS figure au § 117.9. Cette étude fait apparaître la première alarme "utile" environ 18 secondes avant l'impact.

Par ailleurs ce même paragraphe fait état d'une simulation du comportement de l'avion dans les conditions de l'approche finale. Cette simulation montre que 7 secondes sont nécessaires pour annuler la vitesse verticale de l'appareil, lorsque la remise de gaz est effectuée en mode automatique (le facteur de charge est d'environ 1,25g). Ce délai est réduit à environ 5 secondes si la remise de gaz est effectuée en mode manuel avec application immédiate de la pleine déflexion du manche vers l'arrière (le facteur de charge est alors limité à 2g). Dans les deux cas, une réaction à l'alarme permet d'éviter le mont La Bloss.

Selon l'équipementier, des études en vol auraient montré un temps moyen de réaction salvatrice des équipages de 5 à 6 secondes après le déclenchement d'une alarme, pour des équipements Mark II et III, et avec des pilotes entraînés sur simulateur à l'utilisation du GPWS.

22.362 - Une simple opération arithmétique ($6+7=13$ inférieur à 18) semble donc permettre d'affirmer qu'un GPWS aurait sauvé l'avion, même en prenant en compte une trajectoire de remise de gaz en mode automatique. De fait, une telle affirmation, qui se fonde sur une grandeur qui n'a de sens que statistiquement (le temps moyen de réaction), serait tout à fait simpliste si elle était appliquée à un cas particulier. En effet la réaction d'un équipage à une alarme, quelconque n'est pas un processus déterministe.

Certains accidents de vol "pilote dans le relief" se sont produits avec des avions équipés d'un système GPWS qui avait émis une alarme suffisamment précoce, c'est-à-dire permettant d'éviter le relief après une réaction immédiate. L'équipage n'en avait simplement pas tenu compte, convaincu qu'il ne pouvait s'agir que d'une alarme fautive ou injustifiée, tant elle était incompatible avec la représentation mentale qu'il se faisait de sa position. Ceci est particulièrement le cas lorsque le système est décrédibilisé par un taux excessif d'alarmes injustifiées (problèmes techniques, seuils de déclenchement ou procédures de vol inadaptées). D'autres accidents de ce type ont également eu lieu, alors que le GPWS avait été mis hors service, délibérément ou par défaut de maintenance.

Selon une statistique très récente concernant les vols effectués par une grande compagnie aérienne, dotée depuis plusieurs années d'une politique très volontaire vis à vis du GPWS, sur environ 300 cas d'alarme GPWS rapportés globalement, 60% n'ont pas entraîné de remise de gaz, et 20% des alarmes justifiées n'ont néanmoins pas conduit à une remise de gaz. De plus aucune des remises de gaz effectuées n'a été conduite comme une manoeuvre d'évitement maximum : seules des mises en montée normales ont été exécutées.

Rappelons enfin, que lors de deux des événements rapportés au 117.62, similaires à l'événement pivot, c'est le GPWS qui a permis à l'équipage de se rendre compte que le mode de descente actif n'était pas celui qu'il pensait.

22.363 - Lorsqu'on examine un cas particulier, il faut donc prendre en compte de nombreux facteurs, dont la plupart influent sur la réaction de l'équipage à une telle alarme. Leur analyse concerne un domaine subjectif, où la sensibilité au contexte, à la fois conjoncturel et général (culture de compagnie) est importante, et où le pouvoir de prédiction des modèles de compréhension disponibles est très faible à l'échelle du cas isolé.

Dans le cas du F-GGED, l'équipage est polarisé sur la navigation latérale et le changement de configuration, avec une représentation mentale de sa situation dans laquelle la dimension verticale, déléguée à l'automatisme, est perçue comme tout à fait nominale. L'histoire des accidents montre que dans une telle situation, la représentation mentale est spectaculairement résistante aux signaux extérieurs discordants, qui sont d'abord intégrés a priori comme cohérents: "c'est normal, parce que...".

Pour ce qui est du contexte général, il faut accompagner l'hypothèse "le F-GGED était équipé d'un GPWS" d'hypothèses périphériques sur la culture de la compagnie, ses procédures et ses consignes vis à vis de ce système. Il ne peut évidemment s'agir ici que de pure spéculation.

Rappelons que lorsque la compagnie Air Inter a décidé de ne pas équiper ses A320 en GPWS, le modèle Mark V n'existait pas encore. Par ailleurs, à l'époque de l'accident, le Mark V existait mais n'était pas certifié sur A320. Pour cette raison, dans la suite de cette étude, la commission ne considérera que le modèle Mark III, seul disponible à l'époque où Air Inter a pris sa décision. Notons néanmoins que par rapport au Mark III, le gain apporté par le Mark V concerne principalement le niveau des contraintes opérationnelles à respecter pour ne pas obtenir des alarmes non justifiées. Par exemple, sur la trajectoire suivie par le F-GGED à Strasbourg, le Mark III génère deux alarmes non justifiées à la vitesse à laquelle volait l'avion, soit 230 noeuds, alors que le MARK V ne les génère pas. A une vitesse inférieure à 200 noeuds, le Mark III et le Mark V se comportent de manière similaire et ne génèrent pas d'alarmes non justifiées.

On peut à titre d'exemple examiner deux hypothèses parmi toute la gamme des possibles.

22.364 - Première hypothèse:

L'avion est équipé du GPWS Mark III. Les équipages d'Air Inter utilisent les cartes du Groupe Air France, qui font mention d'alarmes injustifiées potentielles sur la procédure VOR DME 05 de Strasbourg (hélicoïdes). L'équipage "sait" qu'il ne doit pas tenir compte de l'alarme dans ce cas s'il en a clairement identifié l'origine. Il n'a pas suivi d'entraînement spécifique au simulateur, ni de campagne de sensibilisation particulière insistant sur la nécessité de réagir dans tous les cas à l'alarme GPWS. Aucune procédure particulière liée à l'approche considérée n'a été émise, et le F-GGED effectue la même procédure que lors du vol de l'accident, avec les mêmes vitesses.

En fin de branche d'éloignement, alors que l'équipage se sait en palier à une altitude de sécurité, l'alarme retentit. Après vérifications simples, il n'en

tient pas compte . L'alarme est amenée à durer pendant deux minutes, ce qui est particulièrement long et gênant. En milieu de virage les conditions de déclenchement d'une alarme injustifiée apparaissent de nouveau. Enfin, une dernière alarme, justifiée celle-ci, retentit environ 18 secondes avant l'accident, toujours dans une zone référencée à alarmes injustifiées possibles.

Dans un tel contexte il paraît fort peu probable que l'équipage aurait réagi positivement à la dernière alarme.

22.365 - Deuxième hypothèse:

L'avion est équipé du GPWS MKIII, la compagnie et les services officiels, chacun dans leur domaine d'action spécifique, avaient développé une politique particulière autour du GPWS. Le concept d'alarme intempestive n'est accepté ni sur les cartes, ni dans les procédures. Les procédures d'approche et de guidage au radar évitent les zones à alarmes injustifiées. Les vitesses d'évolutions en approche ont été adaptées pour éliminer également les alarmes injustifiées. Les équipages sont régulièrement entraînés à avoir une réaction réflexe de remise de gaz avec trajectoire d'évitement en cas d'alarme GPWS au dessous de l'altitude de sécurité.

Dans ces conditions, le vol du F-GGED ne génère d'alarme GPWS que lors de la descente finale, environ 18 secondes avant le point d'aboutissement à la surface terrestre.

Dans ces conditions, il est très probable que l'équipage aurait réagi positivement à l'alarme.

22.366 - Conclusion

En fait, la seule appréciation vis à vis du GPWS doit être statistique. De ce point de vue les résultats sont clairs: l'équipement des flottes et la mise en place de politiques d'utilisation cohérentes diminuent significativement le nombre de vols pilotés contre le relief.

22.4 - Les relations internes à l'équipage

Dans sa recherche systématique de tous les facteurs qui ont pu jouer un rôle dans cet accident, la commission a estimé nécessaire d'examiner si des dysfonctionnements avaient pu apparaître au niveau des relations internes à l'équipage. De tels dysfonctionnements auraient pu en effet avoir un impact sensible sur la performance globale de l'équipage. La commission a eu, ce faisant, tout à fait conscience que ses réflexions se situaient dans un domaine, celui des sciences humaines appliquées au métier de pilote de ligne, dans lequel beaucoup reste à découvrir et où les

vérités ne sont que relatives. La commission a développé cette réflexion sur trois plans successifs : un rappel sur les rapports de personnalité des deux pilotes, une analyse de leur comportement individuel au cours du vol de l'accident, une analyse de leur comportement en équipage.

22.41 - Rapports de personnalité et affinités

Le commandant de bord apparaît comme un homme réservé, calme, prudent, qui hésite à s'engager sans avoir bien compris la situation, procède avec une certaine lenteur, privilégie l'anticipation et n'aime pas l'improvisation. Le copilote semble posséder une personnalité plus entreprenante, plutôt sûre d'elle-même, un peu condescendante vis-à-vis de personnes qu'il estime moins rapide que lui à comprendre. Il est à l'aise et bien intégré dans son nouveau milieu professionnel. Mises en présence l'un de l'autre au sein d'un équipage, ces personnalités pouvaient conduire à une certaine atténuation du rapport normal d'autorité entre un commandant de bord et son copilote. Or, on ne constate pas vraiment une telle atténuation, et encore moins une inversion de ce rapport d'autorité, dans les éléments du vol reconstitués par l'enquête.

Les deux hommes n'avaient jamais volé ensemble avant le jour de l'accident et ne s'étaient jamais rencontrés. Il semble cependant que, lors de leur premier contact à Orly avant le premier vol de la journée, ils n'aient éprouvé aucune affinité particulière l'un vis à vis de l'autre. Deux témoignages concordants font en effet mention d'une ambiance particulière qualifiée de "coincée" entre les deux membres d'équipage. Un commandant de bord a en effet effectué en poste de pilotage le vol Paris-Lyon précédant l'accident et a trouvé un équipage silencieux, réduisant ses communications aux seuls échanges obligatoires, chacun étant plongé dans son travail de son côté. Un agent de trafic de l'aéroport de Lyon-Satolas a également remarqué à l'escale de Lyon ce même "climat d'indifférence" entre les deux hommes.

La commission pense donc que cette première prise de contact entre les deux hommes peut s'être traduit par un constat réciproque de manque d'affinité. Les différences physiques et psychiques qui existaient entre eux en sont peut-être le seul facteur explicatif.

La commission s'est toutefois demandé si le climat particulier rapporté par ces témoins n'avait pas pu provenir d'un incident survenu entre les deux hommes à la prise de service, le commandant constatant une éventuelle alcoolémie chez le copilote. En effet, le taux mesuré par l'analyse toxicologique après l'accident indique une concentration d'alcool dans le sang du copilote comprise entre 0 et 0,30 grammes par litre à 18h30. Cependant les

lois de décroissance de l'alcoolémie en fonction du temps ne permettent pas, à partir d'un tel intervalle, d'avancer d'hypothèse sur un taux possible au moment de la prise de contact de l'équipage à Orly. Par ailleurs, l'enquête n'a fait apparaître aucun élément qui indique que le copilote ait pu absorber de l'alcool entre le départ d'Orly et l'accident. Dans ces conditions, la commission estime donc ne pas pouvoir retenir cet élément pour expliquer la froideur de l'ambiance constatée dans le poste de pilotage.

22.42 - Analyse du comportement individuel des pilotes au cours du vol de l'accident

Le commandant de bord prépare une stratégie d'arrivée à Strasbourg dès le début du vol et cherche à se tenir à ce qu'il a planifié aussi longtemps que possible (percée ILS 23, puis percée ILS 23 suivie d'une approche indirecte 05). Il ne retient donc pas la suggestion du copilote pour une approche VOR/DME 05, probablement directe dans l'esprit de celui-ci. Ensuite, pour éviter une attente à la verticale de SE, le commandant de bord accepte de réaliser une procédure VOR/DME 05, assortie de la proposition de guidage radar du contrôleur de Strasbourg. Sortant de la stratégie qu'il avait préparée, il semble à partir de ce moment là se situer légèrement en retard par rapport au déroulement du vol.

Bien que le commandant de bord lui ait fait remarquer deux légers manquements (oubli de répondre à un appel du centre de Reims, et insertion de la MDH dans une case inappropriée du MCDU: QAR 1923), le copilote quant à lui paraît s'adapter facilement à l'évolution des circonstances et rester en avance sur le déroulement du vol, quitte à prendre certaines initiatives sans prévenir le commandant de bord (insertion d'une approche VOR 05 au FMGS après écoute de l'ATIS). De même, il relève et fait corriger une erreur du commandant de bord sur la valeur du QFE. Enfin, lors du virage de capture de l'axe d'approche finale, il détecte que la trajectoire est trop intérieure et suggère au commandant les corrections nécessaires. Il est possible que le copilote ait ressenti la nécessité d'une surveillance accrue compte-tenu de la façon dont le commandant conduisait le vol vis à vis de la capture de l'axe d'approche finale. Ceci pourrait expliquer en partie la focalisation de son attention sur la navigation latérale et l'abandon de sa surveillance dans le plan vertical.

La commission constate que le comportement individuel des membres de l'équipage technique est cohérent avec le profil de personnalité qui a pu être établi à partir du dossier professionnel de chacun d'entre-eux.

22.43 - Analyse du comportement en équipage

La commission a relevé sur ce plan un important déficit de communication entre le commandant et le copilote, qui s'est d'abord traduit par la conduite en parallèle de deux stratégies d'approche différentes jusqu'au début de descente puis par l'omission en phase finale du vol de la plus grande partie des annonces prévues.

Ainsi, les stratégies respectives du commandant et du copilote vis à vis de l'approche sont tout d'abord différentes. Elles reflètent d'ailleurs leur différences de personnalité et d'attitude générale vis à vis de l'avion. A 17h57mn, alors que le copilote vient de prendre l'ATIS de Strasbourg qui donne la piste 05 en service, il semble opter pour une approche VOR/DME directe. A l'inverse, le commandant essaie de conserver globalement son projet initial en l'adaptant aux circonstances nouvelles: il prévoit de poursuivre l'approche ILS 23 prévue par une approche indirecte en piste 05.

Le maintien d'une cohésion de l'équipage dans ce contexte aurait supposé une communication suffisante et explicite entre le commandant et le copilote sur leurs objectifs et actions respectives, ainsi que sur les doutes exprimés et l'explication des décisions prises. Des exemples nombreux montrent qu'il n'en a pas été ainsi. Le copilote modifie l'arrivée insérée sur la page FLIGHT PLAN et remplace l'ILS 23 par une VOR 05 sans prévenir le commandant. Réciproquement, les interrogations du copilote sur les raisons de la décision du commandant d'effectuer malgré tout une approche ILS ("je ne comprend pas pourquoi tu ne tentes quand même pas une VOR DME 05") ne sont pas comprises par le commandant comme une suggestion d'approche VOR/DME directe. Sa réponse porte en effet sur la longueur d'une procédure VOR/DME complète. Le copilote n'insiste pas et tout se passe dans cette phase du vol comme s'il n'y avait pas de genèse d'un projet commun d'approche mais élaboration parallèle de deux projets différents, mal connus du coéquipier.

A partir du début de descente et tout particulièrement dans la phase finale du vol, la commission constate que de nombreuses actions ne font ni l'objet des annonces prévues par les procédures de la compagnie, ni d'une information réciproque substitutive. C'est ainsi qu'aucune annonce de changement de mode FMA n'a été faite par le copilote pendant cette phase du vol (sur les six annonces qui auraient dues être effectuées). De même, le contrôle de la trajectoire verticale de l'avion ne fait l'objet d'aucune annonce explicite permettant un réel contrôle croisé de la part du commandant ou du copilote. La réflexion du copilote "Nous devons l'passer huit cents pieds" juste après la réponse au contrôleur de Strasbourg "Rappelle le VOR en finale" montre que le copilote exprime

une préoccupation de contrôle vertical sur un point à venir, alors qu'aucun des contrôles verticaux précédents pertinents n'a été effectué.

Cette annonce est suivie par un commentaire du commandant "Faut faire attention qu'il descende pas" qui concerne peut-être l'avion et exprime alors une préoccupation de contrôle vertical plus immédiate (mais on comprend mal alors qu'il n'ait pas réagi alors que l'avion est en descente à 3300 ft/mn depuis 20 secondes). Mais ce commentaire prononcé à mi-voix n'est apparemment pas perçu par le copilote, très probablement absorbé par le contrôle latéral de la trajectoire. Dans cette phase finale, la commission constate donc à nouveau un important déficit de communication au sein de cet équipage dont le seul élément de coordination fort a été le contrôle latéral de la trajectoire.

Enfin, la focalisation des deux membres d'équipage sur le contrôle latéral de la trajectoire qui, à l'évidence, a joué un rôle important dans cet accident, a été analysée par la commission d'enquête au plan des relations internes à l'équipage. Le premier cap affiché par le commandant (très probablement 051°), à la suite de l'instruction du contrôleur de Strasbourg "Poursuivez le virage à gauche pour vous établir sur le zéro cinquante et un...", est trop faible compte tenu de la position de l'avion.

Le copilote s'en aperçoit au bout d'une quinzaine de secondes et exprime à deux reprises au commandant son appréciation quant à la capture de l'axe d'approche finale, assortie la deuxième fois d'une proposition de cap de correction. Le commandant ne réagit qu'à cette seconde intervention par deux sélections de cap effectuées à 16 secondes d'intervalle. A partir de cette phase de capture et compte-tenu probablement de la façon dont elle est conduite par le commandant, le copilote va consacrer toute son attention, outre la mise en configuration de l'avion, au contrôle latéral de la trajectoire (à l'exception de la brève annonce "Nous devons l'passer huit cents pieds) et ses interventions auront pour effet d'y verrouiller le commandant de bord, pratiquement sans interruption jusqu'à l'impact.

La commission estime que cette double focalisation sur le contrôle latéral de la trajectoire trouve pour partie son explication dans les personnalités des deux pilotes et dans les relations internes à l'équipage. Dans la phase de capture de l'axe, le commandant a éprouvé des difficultés à matérialiser sa trajectoire et à adopter rapidement les corrections appropriées. Le copilote avait quant à lui une bonne matérialisation latérale, il n'a toutefois pas annoncé le cap de capture initial affiché par le commandant et n'a prononcé une appréciation sur ce cap que quand il en a vu les effets sur la trajectoire. Le

délai de réaction du commandant pour adopter la proposition du copilote peut s'expliquer, soit par le fait qu'il n'ait pas entendu la première remarque de celui-ci, soit par le temps qu'il lui a fallu pour en apprécier la pertinence, soit par une réaction de réserve à son égard. La façon dont la correction proposée est ensuite effectuée suggère la même impression de réserve. Cette attitude du commandant peut provenir de leurs différences de personnalité, ou de leur éventuel manque d'affinité. Elle paraît surtout traduire une fragilisation psychologique progressive du commandant de bord du fait de sa réticence devant la procédure VOR/DME, du fait qu'il soit finalement amené à effectuer cette procédure que son copilote lui avait initialement suggérée, du fait de la capture de l'axe ratée relevée par le copilote, et enfin du fait de la mise en descente à environ 10° de l'axe d'approche finale.

Le copilote quant à lui s'est focalisé sur la navigation latérale, compte-tenu de la façon dont la capture de l'axe était conduite par le commandant, peut-être aussi pour conforter son avantage dans leurs rapports de personnalité, par un contrôle particulièrement rigoureux du point faible apparu.

22.44 - Conclusion sur les relations internes à l'équipage

La commission estime que les deux membres d'équipage avaient des personnalités assez différentes. Elle constate également que le comportement de cet équipage a été qualifié de "réservé" par plusieurs témoins. Elle note enfin un déficit important de communication et d'annonces entre les membres de cet équipage pendant le vol. En conclusion, on observe souvent au cours de ce vol deux démarches parallèles plutôt qu'un véritable travail en équipage, dont la dernière convergence n'a été focalisée que sur le contrôle latéral de la trajectoire.

22.5 - Les rapports équipage-procédures

22.51- Le contrôle mutuel et les annonces

22.511 - Un principe essentiel de sécurité des vols avec un équipage comprenant au moins deux pilotes est la mise en oeuvre d'un contrôle mutuel. Un contrôle mutuel efficace repose sur un compromis délicat entre l'indépendance des projets d'action instantanés des deux pilotes (on ne peut contrôler qu'en étant suffisamment extérieur), et leur intercommunication (on ne peut contrôler que ce qu'on connaît et ce qu'on comprend). Deux principes sont classiquement mis en oeuvre pour satisfaire ces conditions: la répartition des tâches et les annonces.

22.512 - Une répartition des tâches définie à l'avance par les procédures de la compagnie ne permet pas seulement de gagner du temps et de l'efficacité dans l'action. En différenciant les points de vue, les priorités et les contraintes respectives des deux pilotes, en désynchronisant leurs préoccupations, elle découple les processus cognitifs, et diminue leur probabilité d'erreur de mode commun.

Les annonces à haute voix des événements essentiels (valeurs critiques, points de décision, changements de configuration, de modes, d'objectifs) constituent des vecteurs de communication entre les projets d'action, et constituent également des points de resynchronisation et de mise à jour mutuelle des représentations mentales. Cependant les exploitants ont des philosophies très diverses en ce qui concerne les annonces de pilotage. Certains prévoient l'annonce systématique par chaque membre d'équipage, ou par l'un ou l'autre d'entre eux, de tout changement de mode ou de valeur de consigne de pilotage automatique. D'autres ne prévoient que l'annonce des anomalies.

22.513 - Le partage des tâches prévu par le Manuel d'Exploitation d'Air Inter (Manuel d'utilisation, partie 1) confie au pilote désigné PF (Pilot Flying ou 1^o pilote) l'action sur les commandes de vol, le contrôle de la trajectoire et de la navigation. L'autre pilote (Pilot Not Flying (PNF) ou 2^o pilote) prend en charge les actions sur la configuration de l'avion, la gestion des systèmes et les communications radio.

Le manuel prévoit que tous les changements de mode signalés au FMA, ainsi que les changements de valeurs de cap et d'altitudes ou de hauteurs cibles lues au PFD doivent être annoncés. Ces annonces doivent être effectuées par le pilote non en fonction. Il n'est pas fait mention dans les annonces obligatoires des valeurs cibles de VS ou de FPA affichées au FCU.

22.514 - Comme cela a déjà été noté, de nombreuses annonces prévues par les procédures de la compagnie n'ont pas été effectuées dans la partie du vol enregistrée sur le CVR.

On peut noter en particulier l'absence d'annonce correspondant aux événements ou paramètres suivants:

- le niveau sélectionné (FL 70) lors de la mise en descente depuis le niveau de croisière (le passage en mode "IDLE" "OPEN DESCENT" est annoncé);
- les valeurs successives de vitesse cible sélectionnées (ex: 260 Kt à 18h12mn 27s;

- les changements de mode FMA associés au début de la capture de l'altitude cible de 5000ft;
- l'engagement du mode ALT à 18h13mn46s et le cap sélectionné pour virer à gauche;
- le nouveau cap sélectionné à la fin de l'éloignement, la nouvelle vitesse sélectionnée de 180 Kt;
- le dégagement du mode ALT et l'engagement du mode VS à 18h 19mn 38s;
- les nouveaux caps sélectionnés pour la capture de l'axe;
- le verrouillage du train sur la position sorti (mais toutes les annonces concernant la configuration des volets ont été effectuées)

22.515 - Une bonne part des annonces prévues par les procédures de la compagnie n'a pas donc pas été effectuée. On peut ajouter à cela que l'annonce associée à la vérification du couple hauteur-distance 9 NM STR / 4300 ft n'a pas non plus été effectuée. Le constat d'un tel écart entre comportements postulés (et enseignés) et comportements pratiques, sur un élément clé des principes de sécurité, amène à s'interroger davantage sur les causes possibles du phénomène. Les paragraphes précédents ont permis de mettre en évidence les éléments suivants:

22.515.1 - Compte-tenu de leur expérience faible, de leur passé professionnel, et, en ce qui concerne le commandant, de sa personnalité et de ses réticences vis à vis de l'avion, il est presque certain qu'aucun des deux pilotes n'avait atteint un niveau de confiance excessif dans l'A320.

22.515.2 - Il existe un déficit de communication entre les membres de cet équipage. Le dialogue est strictement limité aux aspects professionnels. Les échecs répétés du copilote à faire prendre en compte ses propositions suggèrent peut-être qu'il n'inspire pas confiance au commandant. Dans ses tentatives de coopération, le respect des annonces prévues par la compagnie aurait sans doute été un facteur positif.

22.515.3 - La charge de travail, dans la mesure où on peut l'apprécier, ne semble pas élevée, sauf dans la phase d'alignement et de descente finale. Dans cette phase, et surtout à partir de la mise en descente, la commission a noté une brutale augmentation de la charge de travail (cf § 22.524 ci-après). Cette charge de travail, et notamment celle du copilote, peut expliquer une partie des absences d'annonces. En effet la philosophie en vigueur à Air Inter à l'époque de l'accident était que le PNF annonce les changements qu'il constate. Ceci implique qu'il soit assez

disponible pour observer. Ce n'est pas le cas par exemple lorsqu'à 18h 19mn 38s, le commandant engage la mise en descente. En effet, à cet instant, le copilote est occupé à exécuter et à contrôler la sortie de volets vers la configuration 2, que le commandant vient de lui demander. Cependant les annonces sont déficientes même pendant les phases où la charge de travail est manifestement faible.

22.516 - En conséquence les éléments spécifiques à ce vol et cet équipage ne fournissent pas un cadre de compréhension satisfaisant du phénomène constaté. Ceci a amené la commission à élargir sa réflexion à l'effet d'éléments plus généraux, tels que la routine des vols court courrier à fréquence élevée, ou la compréhension insuffisante des besoins et des mécanismes du contrôle mutuel. La commission a été confortée dans cette idée par des indications selon lesquelles la restitution des apprentissages dans ce domaine souffre également de faiblesses dans différentes compagnies. Quelle que soit la philosophie en vigueur (annonce par le PF, par le PNF, ou par les deux, annonce de tous les changements significatifs ou des seules anomalies), il ne semble pas en effet qu'il existe aujourd'hui de solution dépourvue d'inconvénients et de points de fragilité..

La commission a aussi noté que le bruit ambiant en cockpit était élevé (compris entre 82 et 83 dB), et a convenu que ceci était susceptible de réduire le nombre des échanges vocaux, y compris ceux consacrés aux contrôles mutuels, au profit éventuel de substituts gestuels. Elle n'a cependant pas considéré que ceci pouvait constituer une explication suffisante.

22.52 - La réalisation de la procédure d'approche VOR DME

22.521 - Cadre général

Les réticences manifestes du commandant de bord vis à vis d'une approche VOR/DME peuvent s'interpréter, mais seulement partiellement car elles ne valent pas pour le copilote, comme le sentiment d'être nettement moins à l'aise dans ce type d'approche que dans une approche ILS.

Les approches "classiques" sont des approches rarement effectuées sur le réseau d'Air Inter (de l'ordre de trois par pilote et par an), et l'entraînement général des pilotes pour ces procédures est nettement moins grand que celui concernant les approches ILS. Pour ce qui concerne le type d'avion particulier, le programme de qualification de type prévoit que soient effectuées trois approches VOR et une approche NDB par équipage. Une approche VOR est demandée lors du contrôle final. Enfin le livret pédagogique d'adaptation en ligne d'Air Inter recommande aux instructeurs de faire pratiquer une approche

VOR/NDB ou ILS sans glide chaque fois que cela est compatible avec le trafic d'aérodrome. Une statistique portant sur environ vingt cinq stagiaires permet d'estimer à cinq ou six le nombre d'approches VOR ou NDB pratiquées par chaque stagiaire avant le lâcher en ligne.

Le nombre d'heures de vol effectuées par les deux pilotes du F-GGED depuis leur lâcher en ligne ne permet pas de supposer qu'ils avaient augmenté cette expérience de façon significative. Une investigation a montré d'autre part qu'aucun des deux n'avait déjà effectué une approche VOR DME à Strasbourg en A320.

22.522 - La procédure définie par la compagnie Air Inter

La procédure définie par la compagnie Air Inter dans le Manuel d'Utilisation (tome 1, procédures normales - approche classique et synoptiques associés) pour l'exécution d'une approche VOR DME prévoit les éléments suivants :

- le moyen de radionavigation servant de base à la procédure doit être affiché manuellement du côté du PNF;
- le sélecteur de référence HDG-VS -- TRK-FPA doit être placé sur TRK-FPA avant d'aborder la branche d'éloignement depuis la balise de percée;
- le statut "high accuracy" doit être vérifié;
- le PF doit sélectionner le mode ROSE NAV ou ARC NAV sur son écran de navigation, et le PNF doit sélectionner les informations primaires (ROSE VOR);
- la procédure à appliquer si des oscillations d'indications VOR supérieures à un demi point sont constatées est mentionnée;
- si le statut est "low accuracy" ou si les informations primaires (aiguilles) ne concordent pas avec les indications de son écran de navigation, le PF sélectionne également ROSE VOR;
- repère de vitesse "green dot" : les hypersustentateurs doivent être placés en position 1 avant la fin de l'éloignement;
- repère de vitesse S : pendant la seconde partie du virage de procédure, les hypersustentateurs doivent être placés en position 2, et le train sorti;
- repère de vitesse F : à 1 NM du point de descente finale, les hypersustentateurs doivent être placés en position 3;

- à 0,5 NM du point de descente finale, les hypersustentateurs sont sortis sur la position FULL (la vitesse régressant vers Vapp) si la remise de gaz volets 3 est garantie, et le plan de descente voulu est affiché au FCU;

- Le schéma synoptique montre une portion de trajectoire rectiligne longue de 1NM avant le point de descente finale.

D'autre part, le programme de l'instruction concernant les approches VOR DME et dispensée dans le cadre de la qualification de type sur A320 rappelle l'importance d'être stabilisé en vitesse, configuration et régime, sur l'axe, 1NM avant le point de descente (cependant, la mise en configuration volets FULL est prévue le cas échéant à 0,5 NM du point de descente, et la stabilisation n'est alors guère possible avant la descente). Il rappelle également les règles de base : estimation du vario en fonction du vent, recalage de la descente au moyen des distances DME, annonce des écarts de vitesse, vario, hauteur, annonce de MDH + 200ft et MDH + 100ft.

22.523 - La procédure réalisée par l'équipage

22.523.1 - La procédure réalisée par l'équipage du F-GGED diffère, sur deux points, du schéma général à partir duquel la compagnie a établi ses consignes opérationnelle: d'une part l'approche intermédiaire a été effectuée en guidage radar sur une trajectoire initiale différente de la procédure publiée, et d'autre part certaines caractéristiques de cette approche intermédiaire sont dérogatoires par rapport aux règles de conception d'une procédure (voir § 111.422).

22.523.2 - La procédure VOR DME définie pour Strasbourg comporte un hippodrome basé sur la balise SE, un éloignement depuis STR sur le radial 251° et un virage de procédure pour rejoindre l'axe d'approche finale au 051°. L'équipage n'a pas réalisé cette procédure puisqu'il a accepté la proposition de guidage radar faite par le contrôleur (voir § 22.6). Ce guidage l'a amené sur une trajectoire différente de la trajectoire publiée.

Du point de vue de la gestion du vol, on peut assimiler l'éloignement au cap 230° (sous guidage radar) à la branche d'éloignement publiée. Cependant on ne peut plus considérer dans ce cas qu'il existe une consigne compagnie quant à l'utilisation du mode HDG ou TRK. Une instruction de cap donnée par le contrôle peut être respectée dans les deux modes: soit par affichage direct en HDG, soit par affichage de la route correspondante en mode TRK (la pratique la plus couramment rencontrée en exploitation est l'utilisation du mode HDG). La consigne d'Air Inter ne valait donc dans ce cas qu'à partir de

18h18mn37s, instant auquel le FGED a été libéré des consignes de cap du guidage radar. D'autre part il faut noter que le guidage fourni par le contrôleur radar n'a pas amené l'avion à ANDLO, contrairement au contrat proposé par le contrôle (voir § 22.6).

22.523.3 - A partir de cet instant on rencontre la particularité de conception de la procédure elle-même. En effet elle ne comporte pas de palier de décélération en vue d'aborder le segment d'approche finale. Cette particularité a pour conséquence de regrouper trois tâches normalement séparées : l'alignement sur l'axe d'approche, la mise en configuration de l'avion, et sa mise en descente. Ceci augmente la charge de travail de l'équipage. Si une difficulté apparaît dans l'exécution de l'une des tâches, le contrôle sur les autres sera relâché.

Cette même particularité peut conduire à une difficulté d'interprétation de la procédure de la compagnie concernant la mise en configuration de l'avion. En effet celle-ci prévoit la configuration 3 au moins 1NM avant "la descente finale" et full à 0,5 NM si la remise de gaz est possible en configuration 3 (ce qui était le cas pour le vol de l'accident).

22.523.4 - Si on interprète "descente finale" au sens strict du vocabulaire des procédures d'approche (segment d'approche finale), le FAF étant situé à 7NM de STR, l'équipage pouvait attendre d'être à 8 NM de STR pour cette action, alors nécessairement effectuée en descente.

Si on interprète "descente finale" au sens commun de dernière descente stabilisée, alors la mise en configuration FULL aurait dû se faire en virage (ce qui n'est pas l'usage) avant d'être à 11NM de STR, à moins que l'équipage n'ait ménagé lui-même un segment rectiligne avant le point de descente.

22.523.5 - On peut penser que l'équipage avait opté pour la première interprétation, puisqu'il n'avait toujours pas établi la configuration 3 au moment de l'accident, soit à environ 8,5 NM de STR. Le mode FPA permet d'ailleurs de réaliser facilement une décélération à pente constante. Dans ce cas, le commandant aurait été seulement préoccupé par le besoin de contenir l'augmentation constatée de la vitesse, en utilisant les aérofreins, pour pouvoir établir la configuration à temps.

22.523.6 - Mais on peut également penser que l'équipage, ou du moins le commandant, avait opté pour la seconde interprétation. En effet dans son briefing il traite de la mise en descente en disant "on libère à 11 STR" sans jamais évoquer le FAF, qui n'est d'ailleurs pas indiqué comme tel sur la carte d'approche dont il dispose.

Avec cette perspective, le sentiment d'être en retard, pour n'avoir pas établi la configuration 3 avant la descente finale, a pu s'ajouter aux préoccupations du commandant concernant l'interception de l'axe d'approche.

22.523.7 - On constate en effet que la mise en descente est commandée alors que l'avion est encore à environ 9° de l'axe d'approche. Cet écart à l'axe nominal était très probablement convenablement indiqué par les indicateurs VOR de bord. On a vu en effet (cf § 21.231.1) que rien ne signale une anomalie d'indication à ce moment du vol. Selon toute vraisemblance, le commandant était donc conscient du fait qu'il commandait la descente avec un écart par rapport à l'axe d'approche nettement supérieur à ce que tolèrent les règles de l'art, qu'il ait compris cette descente comme une descente intermédiaire ou comme une descente finale. Ceci n'a pu que renforcer son souci de rattraper au plus vite l'axe d'approche nominal.

La commission note que les règles de l'art de pilotage évoquées ci-dessus ne sont inscrites en tant que telles dans aucune réglementation opérationnelle. Ce sont des règles de pilotage classiquement enseignées, et qui sont déduites des principes de construction et de protection des procédures d'approche. Ces principes sont définies en France dans l'instruction N°20754 DNA, qui est conforme pour l'essentiel aux recommandations de l'OACI (Doc 8168-OPS). Les principes de base de protection sont expliqués aux utilisateurs dans un "Mémento à l'usage des utilisateurs des procédures d'approche et de départ aux instruments". La commission note que ce mémento est le seul document existant qui traite ce sujet et qu'il n'a pas valeur réglementaire.

En ce qui concerne le document OACI 8168, il indique:

"Lorsqu'on dispose d'un repère d'approche finale, le segment d'approche intermédiaire commence au moment où l'aéronef se trouve sur la trajectoire de rapprochement du virage conventionnel, (...)." et "(...) Si une nouvelle descente est spécifiée après le virage en rapprochement, elle ne sera pas amorcée tant que l'avion ne sera pas établi sur la trajectoire de rapprochement (on considère que l'avion est "établi" sur la trajectoire lorsque, dans le cas d'un ILS ou d'un VOR, la déviation de l'aiguille est inférieure à la moitié de l'échelle ou lorsque, dans le cas d'un NDB, l'avion est à +/- 10° au maximum du relèvement voulu)."

En d'autres termes, la tolérance sur l'écart indiqué par l'indicateur VOR, prise en compte dans la protection de la procédure est d'environ 5° pour une mise en descente sur la trajectoire de rapprochement. Un écart supérieur ne permet pas en théorie de garantir le maintien de la trajectoire de l'avion à l'intérieur des aires de

protection associées au tronçon de procédure, si toutes les autres tolérances sont ajoutées. Mais cela ne signifie pas qu'en pratique, une trajectoire effective située à 10° de l'axe ne soit pas située à l'intérieur de la surface de protection. De fait, on vérifie que le FGGED est resté à l'intérieur de cette surface pendant toute sa descente. En d'autres termes, l'accident résulte d'une sortie verticale, et non pas latérale, du volume de protection.

22.524 - charge de travail

La commission a analysé la charge de travail à laquelle a été confronté l'équipage lors de l'exécution de cette procédure. Malgré le changement de stratégie décidé au voisinage de STR au profit d'une approche VOR DME, elle n'a pas trouvé d'indication que la charge de travail ait été élevée dans la première partie de la procédure, effectuée sous guidage radar. Par contre, à partir du moment où le contrôle autorise l'avion à l'approche finale (18h 19mn 23s), elle constate une augmentation brutale du rythme des actions effectuées par l'équipage. Sept secondes après avoir reçu l'autorisation d'approche finale, qui correspond aussi à la reprise de la charge entière de la navigation latérale (capture de l'axe), le commandant demande la sortie des volets vers la position 2. Pendant que le copilote exécute cette manoeuvre, le commandant modifie le cap sélectionné pour afficher le 071. Six secondes après cette action, il dégage le mode ALT pour mettre l'avion en descente, et quatre secondes plus tard, il demande la sortie du train, que le copilote exécute. Deux secondes plus tard, le cap 070 est atteint. Quatre secondes plus tard, la vitesse verticale devient négative, le contrôleur demande de rappeler en passant le VOR en finale, et le copilote lui répond, et entreprend probablement de consulter la fiche de percée. Avant la fin du message du copilote, le train s'est verrouillé en position basse. Treize secondes plus tard, le commandant prend conscience de la forte valeur de la vitesse indiquée et sort progressivement les aérofreins.

En conséquence, la commission constate une augmentation brutale de la charge de travail à partir de l'autorisation d'approche finale. La commission analyse cette augmentation comme essentiellement conjoncturelle: elle résulte des particularités de la procédure évoquées précédemment, et qui amènent à effectuer simultanément la capture de l'axe et les actions de préparation de l'approche finale et la mise en descente, mais surtout de la façon dont l'équipage a géré ces particularités. A cet égard, la commission note un manque manifeste d'anticipation, que plusieurs des aspects étudiés au titre du chapitre 22 contribuent à expliquer: expérience de l'équipage sur le type d'avion et le type d'approche, relations à l'avion, relations internes à l'équipage, relations avec le contrôle et modalités du guidage radar.

22.53 - La documentation cartographique disponible à bord

22.531 - Introduction

En ce qui concerne les documentations cartographiques disponibles à bord du F-GGED, et compte tenu des circonstances de l'accident, la commission a limité son investigation aux documents susceptibles d'être utilisés lors de l'arrivée et de l'approche.

Les volets de procédure figurent en annexe et sont décrits au § 111.43.

Conformément au Manuel d'Exploitation des A320 d'Air Inter, l'équipage du F-GGED disposait d'un seul exemplaire des cartes éditées par la compagnie Air France. Il est en effet possible pour un exploitant d'utiliser une documentation aéronautique autre que la documentation officielle éditée par le Service de l'Information Aéronautique (SIA). Il convient de noter que la compagnie Air France adapte ses publications cartographiques aux spécificités de son exploitation, ce qui introduit de fait certaines différences par rapport aux publications officielles.

22.532 - Différences relevées par rapport à la cartographie officielle

L'examen comparé de la carte des arrivées standard à Strasbourg (STAR : Standard Arrival, en vigueur le 20 janvier 1992) éditée par le SIA, et de la carte "Entrées-Région de Strasbourg" (datée du 22 août 1991, à la disposition de l'équipage du F-GGED), montre en particulier que la documentation Air France regroupe sur un même feuillet les trajectoires d'arrivée pour les pistes 23 et 05, et que ces trajectoires ne sont pas clairement différenciées. Compte tenu des circonstances connues de l'arrivée à Strasbourg, il n'est pas établi que l'équipage ait exploité cette carte. Ainsi, par exemple, lorsque le commandant reçoit du CRNA Est l'instruction de passer par ANDLO, il ne révisé pas sa stratégie pour l'approche alors que l'examen de cette carte aurait pu l'y inciter.

L'examen comparé de la carte d'approche "L-VORTAC Rwy 05" (datée du 3 mai 1990, en vigueur le 20 janvier 1992) éditée par le SIA, et de la carte "VOR DME 05" (datée de janvier 1991) à la disposition de l'équipage, a mis également en évidence des différences.

Seules sont évoquées ci-après les différences qui se traduisent par l'absence d'informations considérées par la commission comme significatives pour une bonne perception

de la procédure par l'équipage (voir cartes jointes en annexe). Ainsi, sur la carte à disposition de l'équipage:

- le virage de procédure n'est que partiellement représenté. Cette carte ne présente donc que partiellement le relief survolé en exécution de la procédure;
- le repère d'approche intermédiaire (IF, situé sur l'axe d'approche à 11 NM du Tacan STR), ainsi que le repère d'approche finale (FAF, situé sur l'axe d'approche à 7 NM du Tacan STR) ne sont pas signalés en tant que tels;
- l'altitude de passage à STR peut ne pas être comprise comme étant une altitude minimale de passage;
- les arrivées ANDLO sur les axes 074° et 107° n'apparaissent pas.

22.533 - Rappel de faits relatifs à l'exploitation par l'équipage de la carte d'approche.

Pour évaluer si cette imprécision dans les informations fournies a pu avoir une influence sur le déroulement du vol, il convient de rappeler les points suivants :

- au départ d'Orly, conformément aux pratiques Air Inter lors de la préparation de la rotation, l'équipage du F-GGED avait reçu un seul exemplaire des cartes de procédures d'approche de Strasbourg. Généralement rangés sur le rebord du tableau de bord, ces documents sont accessibles par les deux membres d'équipage.

- après avoir accepté la proposition du contrôle de se raccorder sous guidage radar à la procédure VOR DME 05, le commandant annonce au copilote "j'te remets la zéro cinq". Il est donc probable qu'il a effectué lui-même la sélection de l'arrivée en piste 05.

- ensuite le commandant a exploité la carte d'approche "VOR DME 05" (voir transcription CVR, à partir du temps 2708, pendant le virage d'éloignement) pour effectuer le nouveau briefing d'approche.

- il ne fait aucune remarque en ce qui concerne la figuration incomplète du virage de procédure.

- il précise qu'en fin de virage de procédure, "on repasse par ANDLO sur l'axe et on libère à onze STR". Il indique les hauteurs de passage aux points 9STR et 7STR, mais ne mentionne pas la hauteur de passage à STR.

- la pente de la trajectoire finale a été correctement exploitée par le commandant qui a converti l'indication fournie en pourcentage (5,5%) en valeur d'angle sexagésimal (3,3°) directement utilisable lors de la sélection au FCU de l'angle de descente.

- à aucun moment l'équipage ne mentionne le statut particulier des repères ANDLO et 7STR.

- la lecture de la carte d'approche est terminée apparemment sans précipitation avant la fin du virage d'éloignement, deux minutes et demie avant l'instruction de virage de rapprochement.

- lorsque le contrôleur demande au F-GGED de virer par la gauche au cap 090, ni le commandant ni le copilote ne mentionne que cette trajectoire ne permettra pas de survoler le point ANDLO aligné sur l'axe d'approche.

- au temps QAR 3047 l'avion est à 9 NM de STR et 570 ft au-dessous de l'altitude minimale de survol publiée. L'équipage n'annonce pas la hauteur de passage.

- au temps CVR 3038, vingt-sept secondes avant l'accident, le copilote indique la hauteur de passage de STR (cette hauteur n'avait pas été mentionnée par le commandant).

22.534 - L'absence de certaines informations sur la carte d'approche a-t-elle pu influencer sur la conduite du vol?

La commission s'est efforcée de déterminer si les manques d'information constatés sur la carte Air France avaient pu influencer sur le pilotage lors du dernier virage et de l'approche finale.

On constate en particulier que le fait de débiter le virage de rapprochement au moment où le contrôleur a donné son instruction de virage vers le cap 90, ne permet pas de survoler le repère d'approche intermédiaire (ANDLO) en étant aligné sur l'axe d'approche.

L'absence de tout commentaire de la part de l'équipage indique qu'il est peu probable que le graphisme incomplet du virage de rapprochement ait incité le pilote à préférer écourter la trajectoire plutôt que survoler un relief non représenté sur cette carte.

Par ailleurs, le fait que le statut des repères ANDLO et 7STR ne soit pas mentionné sur la carte Air France n'était pas de nature à inciter l'équipage à écourter la procédure, d'autant que le profil de la procédure montre que la descente débute à ANDLO.

En résumé, il est peu probable que les différences constatées entre la cartographie mise à disposition de l'équipage et la cartographie officielle aient influé négativement sur la conduite du dernier virage et de la descente.

22.535 - Figuration "en escalier" du profil des approches VOR DME

La cartographie dont disposait l'équipage, reprenant en cela le principe retenu par la cartographie officielle, présente le profil vertical de la descente après ANDLO et de la descente finale par un segment de droite, qui suggère un plan continu.

D'autres représentations des procédures d'approche utilisent, dans les cas où il n'existe pas de référence radio-électrique de plan de descente (approche dite "classique), une figuration "en escalier" qui représente par des paliers les altitudes de sécurité successives.

La commission s'est interrogée sur l'effet possible de la représentation verticale dont disposait l'équipage. Ce qui compte pour la conduite en sécurité d'une telle approche, c'est la conscience qu'il existe des altitudes de sécurité successives, associées à des distances, et une bonne connaissance des couples de vérification altitude/distance.

La figuration en escalier fait ressortir de façon plus intuitive l'existence d'altitudes minimales de descente successives, mais elle ne met pas à l'abri d'une erreur de lecture, conduisant par exemple à un décalage des paliers pris en compte, comme l'a montré un autre accident récent. En ce qui concerne le FGGED, le briefing effectué par le commandant vers 18h15mn mentionnait correctement les hauteurs associées aux distances 9NM et 7NM, sans mentionner explicitement qu'il s'agissait de valeurs minimales. Cependant, dans son analyse, la commission n'a pas retenu l'ignorance éventuelle par l'équipage qu'il s'agissait de valeurs minimales comme une explication plausible de la mise en descente anormale. En conséquence, la commission ne considère pas que la figuration du profil vertical de l'approche finale sur la documentation de bord ait pu jouer un rôle significatif.

22.536 - La mise à disposition d'un seul exemplaire de carte d'approche a-t-elle pu influencer sur la conduite du vol?

Le fait qu'un seul exemplaire de la documentation cartographique nécessaire soit fourni à l'équipage doit a priori forcer les pilotes à communiquer. Le pilote en fonction lit à voix haute et exploite les cartes; le pilote non en fonction assure un rôle de surveillance active. Par ailleurs dans le cas particulier du réseau Air Inter,

l'expérience acquise par les équipages permet pratiquement de se passer du support cartographique après le briefing.

Un inconvénient possible serait l'impossibilité pour le pilote non en fonction de lire les documents en même temps que le pilote en fonction. Or la durée de la phase d'éloignement (environ deux minutes et demie) semble avoir été suffisante pour permettre au copilote d'exploiter l'unique volet de procédure disponible s'il en avait ressenti le besoin. Il en est de même en ce qui concerne le volet des arrivées. De plus, bien que le commandant n'ait pas mentionné la hauteur publiée de survol de STR le copilote en indique la valeur, ce qui montre qu'il a exploité la carte.

En conséquence, il n'est pas établi que le fait que l'équipage du F-GGED ait disposé d'un seul exemplaire de la documentation cartographique ait influé sur les conditions dans lesquelles ont eu lieu l'arrivée et l'approche.

22.537 - Conclusion

Les éléments qui figurent sur le volet de procédure mis à la disposition de l'équipage suffisaient à l'exécution de l'approche.

En conséquence, la commission considère peu probable que les conditions dans lesquelles se sont déroulés le virage de rapprochement, l'alignement et la mise en descente soient imputables à l'une des imprécisions constatées sur le document.

22.6 - Les rapports équipage - contrôle

22.61 - Introduction

Cette analyse porte sur la phase du vol comprise entre le moment où l'équipage a contacté le Centre de Contrôle de la Navigation Aérienne de Reims (contrôle en-route, CRNA Est) et la dernière instruction donnée par le contrôle d'approche (APP) de Strasbourg. Elle s'appuie sur la transcription du CVR, la transcription des radiocommunications, la transcription des communications téléphoniques entre le CRNA Est et l'APP, et la trajectographie du F-GGED.

La description des moyens mis en oeuvre par l'APP de Strasbourg figure aux chapitres 15, 19, 110 et 111.

En ce qui concerne la phraséologie, les références réglementaires sont l'arrêté du 7 septembre 1984 et la décision N°20285/DNA/2/6 du 10 septembre 1984 "Phraséologie", quatrième édition, juin 1991.

22.62 - Phase du vol contrôlée par le CRNA Est

A 17h53m47s; le F-GGED entre en contact radio avec le CRNA Est. Celui-ci l'autorise à "procéder Luxeuil et arrivée standard pour Strasbourg".

Il n'y avait pas nécessité pour le contrôleur du CRNA Est de préciser la piste en service à Strasbourg puisque cet aéroport possède un ATIS. On peut noter à ce sujet que lorsque l'équipage consulte cet ATIS, à 17h 56mn, il reçoit l'information Novembre, enregistrée à 16h. Cette information a donc plus d'une heure, ce qui n'est pas conforme à la réglementation en vigueur. Cependant les informations reçues sont globalement valides, et ce retard de mise à jour n'a pas eu d'influence sur le déroulement du vol. En ce qui concerne l'arrivée prévue par le contrôle, le terme "standard" n'est pas explicite (bien qu'il soit couramment utilisé par les pilotes et les contrôleurs). En provenance du VOR LUL, plusieurs trajets d'arrivée sont possibles. Quelle que soit la piste en service à Strasbourg, tout aéronef à l'arrivée et passant par le VOR LUL (Luxeuil) doit suivre la route magnétique (RM) 041 jusqu'au point OBORN si la piste 23 est en service, ou jusqu'au point situé à 21 NM de STR sur le radial 041 de LUL si la piste 05 est en service (ce qui était le cas lors de l'arrivée du F-GGED). Ensuite, pour effectuer l'approche VOR DME 05, l'alternative est la suivante : soit réaliser l'intégralité de la procédure via ANDLO puis SE, soit effectuer une approche directe via ANDLO. Ceci nous montre que dans le cas du F-GGED le terme "standard" n'apporte en fait aucune information précise à l'équipage en ce qui concerne la route à suivre après LUL. Le commandant a pu interpréter cette instruction comme étant significative de l'absence de contrainte dans le choix de l'approche (ILS 23 suivie d'une manoeuvre à vue libre pour atterrissage en piste 05, ou approche VOR DME 05).

Il convient de noter qu'à l'époque de l'accident, les trajectoires d'arrivée à Strasbourg n'étaient pas dénommées. Dans ces conditions, pour préciser la route que devait suivre le F-GGED, le contrôleur n'avait d'autre solution que d'énumérer les points à survoler, ce qui n'a pas été fait. L'équipage quant à lui, n'a pas demandé plus de précision : il a simplement collationné l'instruction "Luxeuil et standard pour Strasbourg".

A 18h06m13s, l'équipage informe le CRNA Est qu'il souhaiterait "descendre dans une minute". Le CRNA Est autorise la descente vers le niveau de vol 130.

Auparavant, à 18h01m34s, le CRNA Est avait appelé l'APP de Strasbourg pour l'informer de l'arrivée du F-GGED. L'APP avait alors constaté que la trajectoire du vol Air France 1870, au départ de Strasbourg, interférait avec

celle du F-GGED. En conséquence, il avait été convenu entre les deux organismes de contrôle que le CRNA Est assurerait le croisement des deux appareils et dirigerait le F-GGED vers ANDLO, en descente vers le niveau 70.

Selon le témoignage du contrôleur d'approche, cette solution avait été choisie dans le but de réduire le temps de vol du F-GGED en lui permettant d'effectuer une approche VOR DME 05 directe. Cette coordination s'est faite en conformité avec les termes de la lettre d'accord existant entre les deux organismes de contrôle (1er juillet 1990) qui précise que "l'APP peut demander au CRNA Est de mettre les arrivées en provenance de LUL ou EPL directement sur ANDLO, en vue d'une approche vers la piste 05".

Le CRNA Est assure le croisement des deux appareils puis transfère le F-GGED à l'APP en descente vers le niveau 70 sur ANDLO, sans avoir précisé la route à suivre après ANDLO. Il convient de relever ici le commentaire du commandant : "ANDLO, oh là, ils me cassent les pieds avec leur truc là ..." (voir CVR, temps 2223). Cette réaction s'explique probablement par le fait que le point ANDLO ne figure pas au plan de vol pour une approche ILS 23. ANDLO n'était donc pas affiché sur l'écran de navigation. L'instruction reçue a imposé une action du commandant décrite dans le § 117.723. Cette critique du commandant n'est pas suivie d'une remise en question de sa stratégie d'approche, ni d'une interrogation adressée au contrôleur sur la route à suivre après ANDLO. L'équipage n'a probablement pas établi de relation entre cette instruction et le fait que le contrôleur de Strasbourg avait prévu qu'il fasse une approche directe, et donc qu'il passe par ANDLO.

22.63 - Phase du vol contrôlée par l'APP de Strasbourg

22.631 - L'arrivée sur ANDLO

Le contact direct entre le F-GGED et l'APP est établi pour la première fois au cours de ce vol à 18h09m01s.

On remarque que l'équipage n'accuse pas réception de l'information (Oscar) diffusée par l'ATIS de Strasbourg. Ceci n'est pas conforme à la phraséologie réglementaire. De même, la réponse de l'APP n'est pas conforme à la phraséologie réglementaire. En effet le contrôleur aurait dû s'assurer auprès de l'équipage qu'il était bien en possession des informations de l'ATIS ou mieux, donner directement à l'équipage tous les éléments qu'il était sensé recevoir sur l'ATIS.

Dès le premier contact l'APP autorise l'A320 à procéder sur le point ANDLO en lui demandant sa distance : "... procédez ANDLO ; votre distance ?". L'instruction

de route est, là encore, incomplète. Elle aurait dû en effet indiquer soit un point de report après ANDLO, soit une proposition de procédure à engager à partir de ce point en vue de l'atterrissage. Par ailleurs, le contrôleur demande une distance sans préciser par rapport à quel point ou moyen de radionavigation doit se positionner l'équipage. L'équipage répond : "on est à vingt deux nautiques DME STR". Le contrôleur a posé cette question pour s'assurer que l'avion est à une distance proche de "21 NM STR" à partir de laquelle l'appareil peut voler à 5000 pieds QNH (voir sur la carte d'approche : l'altitude de sécurité est à 4800 pieds à partir de 21 NM STR dans un secteur défini qui contient la route du F-GGED). Compte tenu de l'information d'altitude pression affichée sur l'écran radar, le contrôleur anticipe et autorise la descente vers l'altitude de 5000 pieds "Reçu, vous poursuivez la descente vers cinq mille pieds au QNH mille vingt-trois". Le commandant vérifie que le suivi de cette instruction est compatible avec l'altitude de sécurité (voir CVR, temps 2398 et 2400).

Le contrôleur ajoute : "rappelez ANDLO cinq mille pieds".

Cette instruction peut être interprétée de différentes façons. En tous cas, elle n'indique pas explicitement ce qui, dans l'esprit du contrôleur (et toujours selon son témoignage), correspondait à une autorisation donnée au F-GGED de se présenter à la verticale du point ANDLO stable à 5000 pieds, de façon à effectuer une approche directe VOR DME 05.

A 18h11m51s, alors que le F-GGED vient de signaler son passage verticale ANDLO, le contrôleur lui répond : "... vous êtes numéro un pour la VOR DME zéro cinq, rappelez passant le VOR en finale". L'équipage prend alors conscience de la stratégie du contrôleur.

Entre cette instruction et l'acceptation par le commandant d'un guidage radar pour revenir sur ANDLO, il s'écoule environ une minute et demie, durée pendant laquelle les événements se précipitent :

- compte tenu de la position de l'avion et de sa configuration, l'approche directe n'est plus réalisable (voir § 21.35).

- pour la première fois l'équipage avise le contrôleur de son intention de " (...) procéder Sierra Echo, faire un ILS avec une indirecte pour la zéro cinq ensuite".

- le contrôle informe alors l'équipage que le choix d'effectuer la procédure ILS 23 imposera probablement une attente car trois décollages sont prévus en piste 05 (voir CVR, temps 2596).

- manifestement pour éviter que l'exécution de l'approche soit retardée, le commandant décide alors d'effectuer une procédure VOR DME 05 complète (voir CVR, temps 2608). Il fait ensuite remarquer au copilote que le contrôle aurait dû le prévenir à l'avance de ces contraintes de trafic puisqu'elles influent sur le choix de la procédure la mieux adaptée aux circonstances. Cette remarque peut être interprétée comme une critique vis à vis du contrôleur d'approche qui n'aurait pas pris en compte la nécessité d'un préavis suffisant (notamment pour réduire la vitesse de l'avion).

- alors que le F-GGED arrive à la verticale de STR, le contrôleur propose un guidage radar pour rejoindre ANDLO (voir CVR, temps 2636). Ceci permet d'écourter la procédure.

- cette solution satisfait le commandant. Il l'accepte immédiatement.

22.632 - L'éloignement

L'instruction de changement de code transpondeur suit immédiatement, accompagnée de l'instruction de virage à gauche vers le cap d'éloignement 230°.

Le contrôleur commente la solution adoptée : "voilà, ça vous fera gagner du temps", et le commandant exprime clairement son approbation (voir CVR, temps 2654).

(Pendant le guidage radar et l'approche finale du F-GGED, le contrôleur d'APP gère trois départs IFR).

Au cours du virage, le contrôleur fournit, de sa propre initiative, une information de position : "... six nautiques radial deux cent quatre vingt dix de Strasbourg". Elle est donnée par rapport à la position de l'antenne radar et n'est pas directement exploitable par l'équipage, puisque la position du radar n'est mentionnée ni sur la carte "Entrées", ni sur la carte d'approche, ni sur l'écran de navigation (voir § 21.3). La transcription du CVR montre qu'immédiatement après l'accusé de réception du copilote, le commandant qui était en train de décrire à voix haute la procédure VOR DME, reprend immédiatement ce travail et calcule le plan de descente. Ni lui, ni le copilote ne commente l'information de position fournie par le contrôleur.

L'éloignement au cap 230 dure environ deux minutes et demie, durée pendant laquelle l'équipage effectue certaines actions détaillées dans le § 21.3. Au cours de cet éloignement, le commandant évoque une fois de plus la nécessité d'une anticipation suffisante pour préparer une approche. Il est probable qu'il n'ait jamais envisagé la possibilité d'effectuer une approche VOR DME 05 directe et que pour lui le choix était limité à l'ILS 23 et la VOR DME

avec survol de la balise SE, tout en donnant pour des raisons d'ordre opérationnel une nette préférence à la procédure ILS.

22.633 - Le virage de rapprochement

Lorsque le contrôleur donne l'instruction de virage à gauche au cap 90, le commandant exécute immédiatement la mise en virage. Il change le mode d'affichage de son écran de navigation (il passe du mode ARC NAV au mode Rose VOR). L'équipage ne fait aucun commentaire sur la validité de l'instruction de route qui vient de lui être donnée. Or l'examen de la trajectographie montre que le choix du cap 90 ne permettait pas le survol d'ANDLO.

Rappelons qu'il est très probable que la matérialisation de l'axe d'approche VOR DME 05 ainsi que celle des points ANDLO et/ou STR07 était disponible sur les écrans de navigation dès sélection au MCDU de la procédure VOR DME 05 (voir enregistrement QAR et § 117.7). La simulation décrite au § 117.7 n'a pas permis de déterminer si le point ANDLO était ou non affiché sur l'écran de navigation. Par contre il a été montré que dans tous les cas possibles d'affichage, le point STR07 est présenté sur l'écran.

Quarante secondes plus tard l'équipage reçoit du contrôleur une nouvelle instruction de route accompagnée cette fois d'une information de position par rapport au point ANDLO : "Air Inter Delta Alpha poursuivez le virage à gauche pour vous établir sur le zéro cinquante et un, vous êtes à quatre nautiques d'ANDLO ... travers gauche ANDLO". A cet instant, il est clair que le guidage radar ne permettra pas le survol d'ANDLO. La trajectoire sol de l'avion (cf annexe 12) se resserre nettement, sous le double effet de la réduction de vitesse et de la rotation de la direction relative du vent, qui entraînent une diminution importante de la vitesse sol, alors que l'inclinaison est maintenue constante par le pilote automatique.

Il se peut que l'instruction du contrôleur ("poursuivez le virage à gauche pour vous établir sur le 051...") ait été interprétée par le pilote aux commandes comme: "maintenez vos éléments, et ceci vous amènera sur le 051". On note d'ailleurs dans la suite de la procédure d'autres indices d'une tendance de ce pilote à se laisser conduire par le contrôle.

La transcription du CVR montre en tout cas que cette instruction ne suscite aucun commentaire de la part de l'équipage, notamment en ce qui concerne l'impossibilité de survoler ANDLO. Le commandant a sélectionné pendant quelques secondes l'affichage du mode ARC en remplacement temporaire du mode Rose VOR. Si ANDLO était présenté sur l'écran, il a pu s'assurer que la position calculée par le FMS était conforme à la position indiquée par le

contrôleur. On peut aussi interpréter l'absence de réaction par le fait que l'affichage de la carte lui aurait permis de constater que la trajectoire suivie permettrait l'interception de l'axe avant le point 7STR, et que ce constat lui ait "suffit".

Rien n'indique que le commandant ait exploité la carte d'approche pendant cette phase du vol.

L'instruction de route fournie dans le cadre du guidage radar n'a pas permis au pilote d'aligner l'avion à ANDLO. De ce fait l'équipage n'a pas disposé de la totalité du tronçon d'approche intermédiaire ménagé pour préparer l'approche finale (réduction de vitesse et mise en configuration de l'avion). Cet inconvénient est venu s'ajouter au fait que ce tronçon d'approche est en descente, ce qui constitue un aspect dérogatoire examiné au § 111.42. Dans ces conditions, l'équipage a été contraint d'effectuer quasiment simultanément des actions que la procédure prévoit d'effectuer séquentiellement (sortie de virage et alignement, réduction de vitesse, préparation avion).

Le règlement de la circulation aérienne en vigueur à l'époque de l'accident (RAC 3-10-07 daté du 22 février 1965) ne comporte aucune précision relative à d'éventuels critères à respecter dans le cadre d'un guidage radar pour interception d'axe d'approche finale.

Par contre le RCA 3-121 daté du 16 mars 1992 et applicable à partir du 2 avril 1992 précise que :

"Lorsque l'aéronef doit exécuter l'approche finale à l'aide d'un moyen autre que le radar, le dernier cap fourni lors du guidage radar doit permettre à l'aéronef de rejoindre l'axe final sous un angle maximal de 45°. Le guidage fourni doit permettre aux aéronefs d'effectuer sur l'axe un palier d'au moins 30 secondes avant d'intercepter le plan de descente nominal.

Un aéronef qui se propose d'utiliser une aide d'approche finale dont les données sont interprétées par le pilote doit recevoir pour consigne de rappeler lorsqu'il est bien établi sur la trajectoire d'approche finale. Le guidage prend fin à ce moment."

La commission note d'une part que le guidage fourni au F-GGED ne permettait pas de ménager un palier sur l'axe d'approche, d'au moins 30 secondes avant d'intercepter le plan de descente nominal, et d'autre part, que le guidage a pris fin avant que l'appareil soit établi sur la trajectoire d'approche finale.

Tout en rappelant que ces points de règlement n'existaient pas à l'époque de l'accident, la commission constate que l'application de ces consignes aurait probablement

évitée toute précipitation lors de la préparation de l'avion et de la mise en descente.

En ce qui concerne l'information de position "travers gauche ANDLO", on remarque qu'elle n'est pas conforme à la phraséologie réglementaire. Elle est ambiguë, car la notion de droite ou de gauche peut être référencée soit à la trajectoire de l'avion ("vous avez ANDLO par votre travers gauche", soit à l'orientation de la carte radar " je vous vois au travers gauche d'ANDLO sur mon écran". Selon son témoignage, le contrôleur voulait indiquer à l'équipage : "vous avez le point ANDLO par votre travers gauche". Elle aurait dû être formulée ainsi : "... position quatre nautiques nord-ouest ANDLO".

L'avion est en rapprochement approximativement dans le 330° d'ANDLO lorsque le contrôleur autorise l'équipage à effectuer l'approche finale (voir CVR, temps QAR 2991). Cette autorisation signifie que le guidage radar est terminé. Elle est assortie d'une information de position, qui utilise à nouveau l'expression "travers (droit)". Cette information de position est donnée en application de la Réglementation de la Circulation Aérienne RAC-3-10-05 § 3.3.3, concernant le guidage radar : "Lorsque l'aéronef à l'issue du guidage radar a rejoint (ou est sur le point de rejoindre) un cheminement radiobalisé usuel, la position de l'aéronef sera précisée au pilote".

Dans la logique précédente, en donnant l'information de position "travers droit ANDLO", le contrôleur voulait indiquer à l'équipage : "vous avez le point ANDLO par votre travers droit". Comme cela a déjà été noté, elle n'est pas conforme à la phraséologie réglementaire, et elle est ambiguë. L'équipage n'a cependant fait aucun commentaire.

22.634 - La mise en descente

Sans qu'il soit possible d'établir formellement une relation directe de cause à effet, on remarque qu'immédiatement après l'accusé de réception de l'autorisation d'approche le commandant demande au copilote de mettre l'avion en configuration 2 ("flaps vers deux") puis débute la descente à 11 NM de STR.

A cet instant, l'avion n'est pas aligné sur l'axe d'approche. Il est approximativement sur le radial 060 soit encore à environ 10° de l'axe.

On peut remarquer d'ailleurs que les initiatives des deux changements de configuration effectués semblent s'appuyer plus sur les messages du contrôle que sur une perception claire et anticipée des segments de la procédure. La configuration 1 devait être établie avant la fin de l'éloignement : on constate que l'équipage a conservé une vitesse élevée (230 Kt) et que ce changement de configuration suit d'une vingtaine de secondes le début du virage à gauche demandé par le contrôle. On constate de

même que le passage en configuration 2 est commandé 7 secondes après l'autorisation "Air Inter Delta Alpha, travers droit ANDLO, autorisé à l'approche finale".

Il ressort de ce constat que le commandant s'est probablement entièrement reposé sur le contrôleur à partir de l'instant où celui-ci lui a proposé un guidage radar pour revenir sur ANDLO. C'est le copilote qui attire son attention sur la nécessité de desserrer le virage. En fin de virage de procédure, l'équipage focalise probablement son attention sur la navigation latérale. L'autorisation d'approche finale paraît être l'événement déclenchant la décision de mise en configuration de l'avion et de mise en descente. Elle a pu faire l'effet d'une autorisation de descente, alors que la décision de mise en descente était de la seule responsabilité de l'équipage.

Quelques secondes plus tard (voir CVR, temps 3019), le contrôleur demande à l'équipage de rappeler le VOR en finale. Le copilote en accuse réception. C'est le dernier échange entre le contrôle et l'équipage.

Bien que le guidage radar ait pris fin (voir § 111.32), la commission a tenté d'évaluer si, compte tenu de la précision de la piste radar, la position du plot et l'indication d'altitude pression du F-GGED auraient pu alerter le contrôleur.

L'image visualisée sur l'écran du contrôleur d'approche de Strasbourg n'est pas enregistrée. Le témoignage du contrôleur (cf § 120.5) indique qu'il avait sélectionné l'échelle 50NM. Des mesures réalisées sur une image réglée à cette échelle montrent qu'un avion situé à 10 NM de l'aéroport de Strasbourg est représenté par un plot d'environ 3 mm de large, soit environ 1NM à l'échelle; à 20 NM le plot a une largeur d'environ 5 mm, soit environ 1,5 NM à l'échelle (le diamètre de l'écran est d'environ 35 cm). Compte tenu des trajectographies obtenues à partir des pistes radars enregistrées, le centre du plot était donc probablement légèrement au nord de l'axe d'approche affiché sur l'écran, sans que cela puisse être considéré par le contrôleur comme significativement anormal. De plus, à cet instant, l'appareil était encore approximativement sur le plan de descente nominal. L'information issue de l'alticodeur et affichée sur l'écran n'indiquait donc, a priori, aucune anomalie de trajectoire. D'autant plus que pour un avion descendant à 3000 ft/mn, le niveau lu par le contrôleur est supérieur d'environ 500 ft au niveau réel de l'avion. En conséquence ce n'est qu'au mieux dans les vingt dernières secondes de vol qu'une situation anormale aurait probablement pu être détectée.

22.64 - Conclusion

Le contrôle d'approche avait prévu que le F-GGED effectue une approche VOR DME 05 directe. Pourtant, ni le trajet d'arrivée à Strasbourg ni le type d'approche n'ont été clairement indiqués à l'équipage. Le quiproquo concernant la procédure d'approche aurait été évité par une formulation précise de la route prévue par le contrôle pour ce vol.

Contrairement à ce qui avait été proposé par le contrôleur, le guidage radar n'a pas permis l'interception de l'axe d'approche à ANDLO. Dans ces conditions la phase d'approche intermédiaire a été tronquée.

A diverses reprises, la phraséologie utilisée n'a pas été conforme à la réglementation en vigueur. Cependant il n'est pas établi que les écarts constatés aient influé sur le déroulement du vol.

Le commandant n'avait pas envisagé l'éventualité d'une approche VOR DME 05 directe. Le guidage radar proposé lui permettait d'écourter la procédure. Il l'a immédiatement accepté et semble s'être contenté, en ce qui concerne le suivi de la navigation horizontale, d'exécuter les instructions données par le contrôleur jusqu'à la fin du guidage radar.

22.7- rapports équipage - environnement

22.71 - Introduction

Les circonstances connues de cet accident ont amené les enquêteurs à examiner l'éventuelle influence des conditions météorologiques sur la conduite du vol.

22.72 - Les conditions météorologiques

L'enquête a établi que la descente depuis le niveau de croisière vers l'altitude de 5000 pieds s'est tout d'abord déroulée dans un ciel pratiquement dégagé de nuages (quelques bancs d'altocumulus résiduels ont pu être rencontrés à une altitude voisine de 10000 pieds), puis s'est poursuivie à partir de 6000 pieds environ dans une couche de strato-cumulus.

Il faisait nuit mais les conditions d'éclaircissement étaient probablement telles que l'équipage a nettement perçu l'entrée dans la couche de nuages puisqu'elle s'est traduite par la perte de visibilité extérieure.

C'est très probablement ce constat qui a incité l'équipage à mettre en oeuvre les systèmes d'anti-givrage des nacelles moteurs.

Les observations météorologiques et les témoignages recueillis sont concordants et indiquent que le vol s'est poursuivi dans la couche de nuages jusqu'à l'impact avec le sol. L'équipage n'avait donc aucune référence visuelle extérieure.

En ce qui concerne le givrage, il convient de noter que les témoignages recueillis auprès d'équipages ayant effectué l'approche peu avant ou peu après le F-GGED font état de conditions givrantes modérées conformes à l'exploitation des paramètres météorologiques disponibles. L'examen des enregistrements de paramètres moteurs et des moteurs eux-mêmes a permis de réfuter totalement l'hypothèse d'une dégradation de leurs performances.

L'intensité du vent rencontré entre 5000 pieds et l'altitude de l'accident a été évalué à une vingtaine de noeuds (soit 35 km/h environ) et aucun phénomène de turbulence significative n'a été rapporté.

22.73 - Conclusion

Les conditions météorologiques rencontrées, sans être idéales du fait de l'absence de visibilité, ne présentaient pas en elles-mêmes un caractère dangereux.

CHAPITRE 2.3 - ANALYSE DES CONTEXTES REGLEMENTAIRE ORGANISATIONNEL, STRUCTUREL

Après avoir établi dans la mesure de son possible le scénario factuel de l'accident (chapitre 21), puis avoir analysé les mécanismes sous-jacents ayant directement ou indirectement contribué à produire, dans le temps de ce scénario, les anomalies constatées (chapitre 22), la commission a examiné les éléments de nature réglementaire, organisationnelle, socio-économique ou culturelle, participant au contexte de l'exploitation du FGED, et susceptibles d'avoir induit, favorisé ou permis l'action des mécanismes en question. La commission a notamment fait porter sa réflexion sur la compagnie Air Inter, les services de la DGAC chargés de sa tutelle technique, la certification de l'avion, le retour d'expérience.

23.1 - Le contexte lié à la compagnie Air Inter

23.11 - Les caractéristiques du réseau et de l'exploitation

23.111 - Les caractéristiques particulières du réseau et de l'exploitation d'Air Inter ont été rappelées au chapitre 17. La commission a noté en particulier la forte culture de respect des horaires et de contraction des temps de vol qui caractérise la compagnie, comme résultat notamment des attentes de la clientèle et de la concurrence des transports de surface. La prise en compte de ces contraintes s'est traduite, aux niveaux de la maintenance et du traitement des vols à l'escale, par la mise en oeuvre opérationnelle d'un dispositif particulièrement efficace et adapté aux solutions rapides. Au niveau des procédures d'utilisation des avions, elle s'est traduite par une pratique générale de descentes et d'approches rapides.

23.112 - La commission n'a pas trouvé dans son analyse du scénario et des mécanismes de l'accident d'éléments susceptibles d'être rapprochés de façon pertinente de ce qui précède. L'équipage du F-GGED n'était pas en retard (il était plutôt en avance sur son horaire d'une ou deux minutes). Le CVR ne comporte pas d'indication que la préoccupation de gagner du temps ait pu jouer un rôle important dans les choix stratégiques effectués au cours du vol et dans les difficultés rencontrées. Les seules allusions au temps de vol sont les suivantes:

- à 18h04mn, le commandant justifie auprès du copilote son refus d'effectuer une approche VOR DME 05 par la perte de dix minutes de vol par rapport à une approche ILS 23. En fait ceci n'aurait été vrai que dans le cas où la procédure complète aurait été effectuée. Un souci

systematique de gain sur le temps de vol aurait au contraire incité le commandant à s'interroger sur les possibilités d'approche directe en piste 05.

- à 18h13mn44s, le contrôleur commente sa proposition de guidage radar vers Andlo, qui vient d'être acceptée par l'équipage, en disant: "voilà, ça vous fera gagner du temps". En fait, le guidage radar conduit normalement à un plus grand confort dans la conduite de l'approche.

23.113 - En revanche la commission a rapproché les conclusions négatives qui ont été tirées par Air Inter quand à la compatibilité du GPWS avec son exploitation quotidienne, et les particularités de cette exploitation évoquées plus haut. Elle a noté que la décision négative avait été prise au terme d'une expérimentation pratique approfondie conduite par la compagnie dans les années 1976 et 1977 sur le GPWS, en particulier à cause d'un taux excessif d'alarmes ne correspondant pas à une anomalie dangereuse de trajectoire. La réduction de ce taux aurait probablement imposé, en plus d'une évolution de la technique, une révision importante des procédures d'utilisation des avions en approche, et même de certaines procédures d'approche publiées. La commission considère en conséquence que cette culture de compagnie est un élément important de compréhension de la position négative prise par cette compagnie à l'égard du GPWS.

23.114 - Parmi les autres caractéristiques de l'exploitation d'Air Inter susceptibles d'être soulignées comme éléments de contexte pertinents, la commission a retenu la haute fréquence des vols, la répétitivité importante qui en résulte pour les actions de l'équipage, ainsi que la proportion considérable d'approches ILS par rapport aux approches de non précision. La répétitivité des vols induit inévitablement un fort effet de routine, particulièrement néfaste à la pérennité des annonces. La relative rareté des approches VOR/DME et autres approches "classiques" a certainement incité le système de formation de la compagnie à mettre l'accent surtout sur les approches automatiques de précision. Elle contribue peut-être à expliquer la réticence constatée chez le commandant de bord vis à vis de la perspective d'effectuer un telle approche pour la piste 05.

23.12 - Les effets indirects du climat social

23.121 - La commission a noté qu'à Air Inter, la mise en service de l'avion s'était effectuée dans un climat social tendu, du fait du rejet par une partie des navigants techniques d'un avion conçu pour un équipage à deux. Dans ce contexte, antérieur au développement de l'A320, les positions se sont radicalisées à propos de cet avion. L'argument de la sécurité fortement invoqué pour justifier l'équipage à trois, en résonance avec les nombreuses

difficultés rencontrées dans la mise au point technique de l'avion dans la première année d'exploitation, et l'accident survenu à Habsheim en juin 1988, ont induit une atmosphère de suspicion sur l'avion et sa sécurité. Des rumeurs se sont développées sur des comportements fantasques des automatismes, qui ont amplifié certaines réticences individuelles vis-à-vis de l'innovation importante représentée par ce type d'avion dans cette compagnie.

23.122 - La commission a retenu dans sa réflexion que ce climat particulier avait pesé ou pu peser dans les décisions, positions, ou attitudes suivantes prises par les responsables de la compagnie Air Inter:

- la décision de traiter l'A320 comme un avion à part, en utilisant pleinement le principe, traditionnel dans la compagnie, d'une structure spécifique pour sa prise en charge technique et opérationnelle, et en mettant en place un système de formation des équipages de haut niveau (cf § 23.131 ci-après) de façon à minimiser les risques d'échec;

- le recours traditionnel au volontariat, possible jusqu'en janvier 1991, pour la désignation des pilotes appelés à passer sur A320 a entraîné un tri de fait des pilotes les plus motivés, ou se sentant les plus capables, pour la première période de formation. A partir de la mi-1991, l'arrivée en formation des autres pilotes, principalement en provenance du secteur Caravelle 12 en extinction, a conduit à quelques difficultés, qui ont été compensées par l'allongement de l'adaptation en ligne, qui est passée de cinq à sept vols;

- la décision de ne pas choisir l'option GPWS, malgré son faible coût compte tenu du précablage de série. Cette décision a été argumentée par le souci de conserver l'homogénéité de la flotte. Compte tenu de la structure spécifique mise en place pour cet avion, y compris sur le plan de la maintenance, il pourrait bien s'agir d'un souci plus psychologique que technique: ne pas traiter sur ce point l'A320 différemment des autres appareils de la flotte pour ne pas offrir de point d'appui à la polémique sur le niveau de sécurité de l'appareil en équipage à deux;

- une politique de diffusion restrictive de l'information concernant les difficultés techniques et opérationnelles rencontrées dans la mise en oeuvre et l'exploitation de l'avion, et une mise en avant des résultats techniques positifs obtenus en exploitation (en 1989 et 1990, Air Inter a reçu d'Airbus Industrie la récompense de la meilleure exploitation technique de l'A320).

23.123 - D'autre part, ce climat a pu peser sur chaque navigant de la compagnie, en l'obligeant souvent à prendre parti. Dans ce contexte, d'éventuelles difficultés en cours de conversion sur A320 étaient susceptibles d'être interprétées comme une prise de position.

23.13 - Éléments concernant la formation

23.131 - La commission a cherché à évaluer la qualité de la formation dispensée aux pilotes du F-GGED dans le cadre de leur qualification de type A320 à Air Inter. Son impression générale est que ce programme de formation semble globalement se situer au sommet de ce qui se fait dans ce domaine au plan international.

23.132 - Ses points forts sont essentiellement l'utilisation conjointe d'enseignement assisté par ordinateur (EAO) et de cours en salle par des instructeurs techniques pour la formation théorique, le nombre total d'heures de cours (55h pour l'étude des systèmes) et de simulateur (44h de FBS et 32h de FFS), le module de complément technique après un mois d'expérience en ligne. Ses points faibles sont résumés dans un certain déséquilibre des efforts investis dans la connaissance des systèmes (ce qui reste évidemment un objectif normal de toute qualification de type) et des procédures d'urgence/secours et d'approche de précision, au détriment de l'utilisation "normale" de l'avion. Or en pratique les problèmes graves, et en particulier les accidents, rencontrés sur cette génération d'avion semblent résulter plus de mauvaises utilisations de systèmes par ailleurs dans leur état de fonctionnement normal que des conséquences de défaillances techniques graves.

23.133 - L'entraînement aux approches classiques est dimensionné à partir du postulat que le savoir faire déjà possédé par les pilotes dans ce domaine sera transféré sans problème particulier sur A320. Un total de quatre approches est prévu au programme pour cette adaptation de compétence. Or l'approche VOR DME sur A320 présente deux spécificités: il n'existe pas de mode latéral de pilote automatique couplé sur le VOR, et il existe par contre un mode de pilote automatique ou de directeur de vol couplé sur un plan de descente sélectable (FPA).

L'utilisation de cette nouvelle fonction comporte, comme toute fonction, ses difficultés et ses risques d'erreur spécifiques. Certaines compagnies en ont proscrit l'utilisation plutôt que d'en enseigner le mode d'emploi. De plus, les approches classiques sont des approches rarement effectuées en ligne, ce qui conduit à un sous-entraînement chronique des équipages dans ce domaine. La commission a donc estimé qu'il existait un besoin de renforcement de la formation aux approches classiques lors

des qualifications de type sur avion de nouvelle génération, par rapport au programme de la compagnie Air Inter.

23.134 - La commission a noté l'existence chez Air Inter d'un stage préparatoire à la qualification de type proprement dite (le stage STAN). Ce stage a été conçu globalement comme un module de formation technique académique sur l'électronique, l'automatique, les automatismes et l'avionique moderne. Il est destiné aux pilotes et aux techniciens de la compagnie et se veut un outil de démythification de l'avion pour les pilotes qui découvrent ces techniques de nouvelle génération. Cependant il n'est pas exclu que cet effort de démythification se soit révélé en quelque sorte trop efficace pour certains pilotes. En particulier, on peut se demander si certains pilotes de la deuxième période, ceux qui avaient une approche moins motivée et peut-être aussi moins rationnelle de l'avion, ne sont pas passés à cette occasion de la méfiance systématique à une confiance systématique dans certains automatismes particulièrement pratiques.

La commission a en revanche hautement reconnu (cf en particulier § 22.23) l'ampleur de la transition représentée par le passage sur un avion du type de l'A320 pour un pilote n'ayant qu'une expérience d'avion classique de conception ancienne, et de pilotage en équipage à trois. Elle soutient en conséquence le principe d'un module d'adaptation pour les pilotes effectuant leur première transition sur un avion de nouvelle génération. Elle considère cependant que ses objectifs devraient être différents de ceux poursuivis par le stage STAN, et devraient être centrés sur une présentation fonctionnelle de la conception et de la philosophie d'utilisation des automatismes de haut niveau, ainsi que sur les modifications et les problèmes qu'ils induisent dans le travail de l'équipage: gestion des anomalies de fonctionnement, problèmes de surveillance, de surconfiance, de conscience de la situation réelle et de communication entre pilotes, caractère critique du contrôle mutuel.

23.2 - L'exercice de la tutelle de la DGAC sur Air Inter

23.21 - Le contrôle de la DGAC sur l'exploitation de l'A320 à Air Inter

23.211 - La commission a mis en évidence dans différentes parties de son analyse un certain nombre d'anomalies dans la performance de l'équipage. Elle a relevé en particulier l'absence d'annonces sur les valeurs de consigne, sur le changement de mode de pilotage automatique, et sur le contrôle vertical de la trajectoire dans la phase finale du vol. Elle a également relevé dans

cette phase la mise en descente de l'avion alors que celui-ci se trouvait encore à environ dix degrés de l'axe d'approche prévu par la procédure.

La réglementation française et celle des grands pays aéronautiques prévoit que le niveau professionnel des équipages est déterminé et vérifié par l'exploitant lui-même (à l'issue des phases de qualification de type et d'adaptation en ligne, et lors des contrôles annuels réglementaires). Par ailleurs, l'efficacité de ce contrôle est en principe surveillée par la DGAC dans le cadre de l'exercice de sa tutelle technique.

23.212 - La commission a donc cherché à recueillir le jugement porté sur les pilotes du F-GGED par le système de formation, de maintien et de contrôle des compétences de la compagnie elle-même, puis elle a cherché des références externes d'évaluation de l'efficacité globale de ce système.

La commission a en conséquence examiné les modalités de l'exercice du contrôle exercé par la DGAC sur l'exploitation de l'A320 à Air Inter. La description de ces modalités figure au paragraphe 17.3 du présent rapport. Compte-tenu de la rareté des documents d'inspection ou de contrôle en vol existants pour ce qui concerne cette compagnie, la commission n'a pas été en mesure de déterminer si la contre-performance de cet équipage était purement conjoncturelle, ou bien au contraire liée à une dérive au sein de la compagnie. Plus généralement, elle a relevé un certain nombre d'indices d'insuffisances ou de difficultés dans l'exercice de la tutelle de la DGAC sur la compagnie.

23.213 - En ce qui concerne le rôle tenu par le SFACT, elle a noté en particulier :

- que l'agrément des instructeurs chargés du contrôle de compétences prévu par la réglementation, était vécu par les responsables concernés d'Air Inter comme une pure formalité administrative dépourvue de fonction réelle de sécurité. Ceci a conduit au fait qu'aucun instructeur n'a été agréé pour ces contrôles par le SFACT entre 1988 et février 1992, alors que dans le même temps, aux termes de l'accord d'entreprise, leur nomination était prononcée au sein d'Air Inter à l'ancienneté;

- que les contrôles d'exploitation, effectués par des personnels ingénieurs et destinés à vérifier l'application et l'adéquation des procédures prévues par la compagnie, étaient vécus par les personnels navigants techniques d'Air Inter (et d'autres compagnies françaises) comme des contrôles de leur propre compétence, et refusés comme tels au nom de l'incompétence des personnels contrôleurs;

- que l'information du SFACT par Air Inter concernant les difficultés rencontrées dans l'exploitation de l'A320, en particulier dans le cadre du compte-rendu d'exploitation demandé par la réglementation au terme de la première année d'exploitation d'un avion de plus de quarante tonnes piloté à deux, était restée minimale;

23.214 - En ce qui concerne l'OCV, dont la fonction centrale concerne le niveau professionnel des équipages, la commission n'a pas conscience de difficulté d'acceptation analogue à celles évoquées ci-dessus. Elle a noté cependant deux facteurs susceptibles de limiter l'efficacité de la surveillance et des contrôles exercés par l'OCV sur une compagnie comme Air Inter.

Le premier concerne le statut même des pilotes en fonction à l'OCV. Leur double appartenance - à l'OCV et à une compagnie aérienne - garantit leur compétence mais rend plus délicat l'exercice d'une surveillance formalisée, forte et indépendante, vis à vis de leur propre compagnie.

Le second facteur qui limite les possibilités de surveillance effective de l'OCV concerne ses moyens, et en particulier ses effectifs, qui ne lui permettent pas de procéder à des sondages en vol sur le niveau professionnel des équipages de tous les exploitants à une fréquence adaptée.

Dans les faits, l'OCV n'a pratiqué aucun contrôle en ligne formel sur A320 à Air Inter entre la fin de 1988 et l'accident. Au terme de la phase de mise en ligne, la seule évaluation directe dont a disposé l'OCV sur le niveau professionnel des équipages d'Air Inter volant sur A320 venait de la pratique quotidienne de l'exploitation de l'A320 par un pilote-inspecteur de l'OCV par ailleurs commandant de bord A320 à Air Inter.

La commission a le sentiment que ce système de contrôle n'était pas en mesure de détecter une éventuelle dérive dans les pratiques de l'exploitation quotidienne en ce qui concerne les annonces faites par les équipages.

23.215 - Globalement la commission retire l'impression que les potentialités et la réalité de la surveillance opérationnelle exercée par la DGAC sur une compagnie de la taille d'Air Inter sont très limitées. Cette compagnie n'a jamais fait l'objet d'une inspection globale SFACT/OCV et la dernière inspection sectorielle ayant donné lieu à un rapport paraît remonter à 1984. Il semble à cet égard que l'encadrement et les personnels navigants de cette compagnie perçoivent le rôle du SFACT comme limité à la gestion des textes réglementaires, et manifestent certaines réticences à l'exercice par ce service de ses fonctions de contrôle de l'application de la réglementation. En outre, le contrôle en vol exercé par l'OCV semble dans la pratique principalement orienté vers

les petites compagnies, et manquer de formalisme en ce qui concerne les grandes. Ainsi la commission d'enquête n'a pas eu connaissance de rapports écrits récents lui permettant de connaître l'appréciation portée par l'OCV sur la performance en ligne des équipages d'Air Inter éventuellement contrôlés.

23.216 - Bien qu'elle n'ait pas pu effectuer de comparaison avec d'autres pays, la commission a le sentiment que la faiblesse de l'autorité extérieure de contrôle est préjudiciable à la sécurité de fonctionnement d'un système aussi complexe qu'une grande compagnie aérienne, quelle que soit par ailleurs la qualité de ses personnels et la rigueur de son organisation.

La commission considère également qu'une formalisation rigoureuse des contrôles effectués est indispensable pour permettre aux dirigeants de l'entreprise de s'assurer le cas échéant que des mesures correctrices ont été prises.

23.22 - La réglementation concernant le GPWS

23.221 - La commission s'est interrogée sur les raisons qui ont pu conduire la DGAC à ne pas traduire dans les règles opérationnelles françaises la norme adoptée en 1978 par l'OACI dans son Annexe 6 concernant l'obligation d'emport d'un dispositif avertisseur de proximité de sol (GPWS) pour certains types d'avions. Parmi les facteurs susceptibles d'avoir initialement influencé cette décision, la commission a noté :

- les limites opérationnelles du dispositif mises en évidence par les expérimentations conduites par le CEV dès 1975 : taux élevé de fausses alarmes ou d'alarmes non justifiées par un risque réel, absence d'anticipation dans l'axe de la trajectoire conduisant dans certains cas à des alarmes trop tardives, problèmes de compatibilité des manoeuvres d'évitement suscitées par les alarmes avec le contrôle de la circulation aérienne;

- la position réservée exprimée par la communauté aéronautique française consultée par le SFACT en 1976 sur un projet de réglementation, position confirmée par Air Inter à la suite d'essais pratiques approfondis effectués en 1976 et 1977 sur Mercure et sur A300 sur le réseau de la compagnie;

- la réticence de principe de la DGAC à promouvoir une obligation d'emport pour un équipement protégé par le dépôt d'un brevet industriel;

23.222 - Le développement d'une réglementation opérationnelle européenne (JAR OPS) prévoyant l'obligation d'emport du GPWS a créé, à partir de 1990, le contexte d'une révision de cette position nationale. Cependant la DGAC n'a pas jugé nécessaire de procéder à un amendement spécifique de la réglementation française sur ce point avant de procéder à la révision d'ensemble imposée par l'alignement sur le texte commun européen. A la suite du traitement d'un incident et d'une intervention de l'OCV, le SFACT a seulement fait part à Air Inter en décembre 1991 de son étonnement devant le fait que, malgré les exigences prévues par les futures normes européennes, sa flotte ne soit toujours pas équipée de GPWS.

23.223 - La commission relève que l'influence excessive de la position exprimée par tel ou tel acteur dans le processus d'élaboration réglementaire pourrait conduire à une insuffisance réglementaire. En retour, pour les responsables de l'exploitation dans les compagnies, cette insuffisance pourrait se traduire par un manque d'éléments formels de décision nécessaires pour mettre en oeuvre une politique de sécurité compte tenu des contraintes existantes.

23.3 - La certification de l'avion

23.31- Certification du système de pilotage automatique.

Dans son exploration des scénarios possibles de l'accident, la commission n'a pas pu totalement exclure (voir § 21.24, hypothèse N°3) la possibilité d'une défaillance de la chaîne de pilotage automatique, soit au niveau du bouton poussoir de sélection de référence de trajectoire, soit au niveau de la transmission de la valeur de consigne au FMGC. Elle a considéré cette hypothèse comme très peu probable, mais a cependant conduit, au delà du cas de l'accident, une réflexion plus générale sur la certification des pilotes automatiques, compte tenu de l'importance du sujet.

23.311 - Les principes de certification

23.311.1 - Le document ACJ 25-1309 (Advisory Circular Joint) fournit les éléments nécessaires d'interprétation et indique un moyen acceptable de démonstration de conformité aux exigences exposées par l'article correspondant du JAR 25 du règlement de certification européen des systèmes de pilotage automatique des avions de transport. Le concept central de cette interprétation est l'association entre la conséquence d'une panne et la probabilité d'occurrence maximum acceptable.

Ainsi, ce document définit les notions de conséquence catastrophique, critique, majeure, et mineure, et leur associe des fourchettes de probabilités d'occurrence, définies par des valeurs limites chiffrées et désignées respectivement extrêmement: improbable, extrêmement rare, rare, et probable. Ainsi les pannes à conséquence majeure doivent avoir une probabilité d'occurrence plus faible que 10^{-5} par heures de vol, les pannes à conséquence critique une probabilité plus faible que 10^{-7} par heure de vol, et les pannes à conséquence catastrophique 10^{-9} par heure de vol. Les mots "catastrophique" "critique", "probable" ou "improbable" prennent donc ici un sens différent et plus précis que dans le reste du rapport.

23.311.2 - Dans leur conception actuelle, les systèmes de pilotage automatique qui équipent les avions de transport ne détectent pas certains types de pannes telles qu'une éventuelle corruption d'une valeur de consigne sélectionnée par le pilote.

Le document de certification System Safety Assessment (SSA) du FMGS de l'A320 envisage en particulier des "pannes non détectées par le système avec effet limité". La notion d'effet limité concerne le facteur de charge résultant et l'assiette latérale de l'avion et se rapporte à la seule analyse des effets directs de la panne des systèmes avion.

En fait, les conséquences à plus long terme de ces pannes dépendent évidemment de la capacité de l'équipage à détecter et à remédier en temps utile à leurs effets, capacité qui repose sur la surveillance exercée par l'équipage. L'étude d'acceptabilité de telles pannes par le certificateur prend donc en compte notamment la possibilité de correction de leurs effets par l'équipage, en fonction en particulier de la phase de vol. Ceci est vérifié lors des essais en vol dans le cadre d'une évaluation globale du système avion/procédures/équipage qui considère: le fait que la panne soit décelable ou non, le temps de sa détection, le délai (forfaitaire) de réaction de l'équipage, et les effets de la procédure corrective effectuée (correctement) par l'équipage.

Au terme de cet essai, la panne est jugée décelable, ou non décelable. Si elle est jugée décelable, on évalue ses conséquences en tenant compte des possibilités d'action de l'équipage et des procédures prévues. Si elle est jugée non décelable, on évalue ses conséquences sans réaction de l'équipage.

23.311.3 - A titre d'exemple, dans le cadre du processus de certification de l'A320, les principes rappelés ci-dessus ont été appliqués pour l'évaluation de la panne de FCU "corruption de la valeur de consigne VS ou FPA". Les effets d'une telle panne sont limités, au sens défini précédemment.

Au stade de l'évaluation en vol, cette panne a été jugée:

- 1) aisément décelable
- 2) aisément rattrapable.

On a donc supposé qu'il y avait reprise en main par l'équipage, et il a été montré alors que ce type de panne pouvait être classé comme ayant des conséquences mineures jusqu'à une hauteur d'occurrence de panne de 400 pieds, et qu'elle devait être classée comme ayant des conséquences "majeures" au-dessous de 400 pieds.

La probabilité prévisionnelle de ces pannes, telle qu'elle ressort de l'analyse de fiabilité des systèmes (10^{-5} par heure de vol) était donc compatible avec l'objectif de sécurité au-dessus de 400 pieds (classement "mineure"). Au-dessous de 400 pieds, cette probabilité n'est plus compatible avec la classification des conséquences ("majeure"). Le certificateur prend alors en compte le fait que le temps d'exposition à la panne au dessous de 400 pieds (environ une minute en approche) réduit le risque réel d'un ordre de grandeur par rapport à celui qui correspond à la période de référence normale (une heure), ce qui rend la probabilité de panne acceptable dans le cas d'effets "majeurs".

23.312 - Analyse de l'expérience en service

En ce qui concerne les cas identifiés de dysfonctionnement du FCU qui peuvent être regroupés sous la dénomination "corruption de la valeur de consigne de descente sélectionnée au FCU, non détectée par le système et provoquant une stabilisation de la vitesse verticale à une valeur différente de celle voulue par le pilote", l'expérience en service connue au terme de la présente enquête conduit à une fréquence de l'ordre de 10^{-6} par heure de vol (un cas de FCU défectueux identifié avec certitude, ayant donné lieu à trois occurrences de corruption, pour environ un million quatre cent mille heures de vol).

Cette fréquence constatée ne remet pas en cause la démonstration formelle de conformité. En effet celle-ci prend en compte une probabilité de défaillance non détectée du FCU (qui inclue moins d'une dizaine d'autres modes de défaillances) de 10^{-5} par heure de vol.

23.313 - Analyse des principes de certification

La commission s'est interrogée sur la validité du raisonnement sur le fond, c'est à dire sur la justification de la classification des conséquences de la panne d'un mode vertical du pilote automatique d'un avion quelconque dans certaines phases de vol, tout particulièrement en phases intermédiaire et finale d'une procédure d'approche dite classique.

On a vu que l'évaluation en vol conduisait à juger la panne détectable, ou non détectable. Cependant, en toute rigueur, la détection d'une panne par un équipage au bout d'un temps donné est une notion probabiliste au même titre que l'occurrence de la panne elle-même. La convertir en variable binaire (détectable/indétectable) revient à négliger, dans l'évaluation des conséquences, celles qui sont associées au choix complémentaire de celui qui a été retenu. Par exemple, décider la panne de FCU "aisément détectable" en approche finale revient à négliger, dans l'estimation de ses conséquences, toutes celles qui sont associées à sa non détection. De même, une fois la panne reconnue, sa correction convenable par l'équipage est également une notion probabiliste.

Or la conséquence d'une panne qui reste non reconnue, ou qui est mal traitée, est la perte probable de l'avion. Il conviendrait donc de s'assurer, dans le cadre de la certification, que le risque global correspondant à l'occurrence de la panne non reconnue, ou reconnue et mal traitée, est acceptable, au sens utilisé aujourd'hui dans les principes de certification, eu égard aux conséquences de ces événements.

La commission est consciente du fait qu'au stade actuel des connaissances, il ne pourrait s'agir d'une quantification véritable, analogue à celle qui permet (avec toutefois des approximations et de l'empirisme) d'évaluer les probabilités de défaillance technique.

La commission estime néanmoins nécessaire de compléter pour les avions futurs la procédure actuelle de certification des pilotes automatiques. Celle-ci est en effet réduite aujourd'hui à une évaluation en vol subjective, effectuée par des équipages d'essai, dans des conditions très particulières. La commission a noté par exemple que si le principe prévoit que ces équipages ne soient pas prévenus de la panne, la pratique d'un programme de vol d'essai conduit à une réalité notablement différente.

La commission pense que cette procédure devrait être complétée par une réflexion plus analytique utilisant les connaissances disponibles (qu'il est par ailleurs sûrement nécessaire de développer) concernant les comportements des opérateurs humains. Dans ce cadre, le certificateur serait amené à considérer les procédures de surveillance définies pour l'équipage, ainsi que la conception de l'interface avion/équipage en ce qui concerne les moyens de reconnaissance de panne fournis à l'équipage.

La commission remarque enfin que, s'agissant par hypothèse de pannes non auto-surveillées, donc non pourvues d'alarmes associées, les observations qu'elle formule au paragraphe 23.32 vis à vis de la certification de certains aspects ergonomiques des postes de pilotage, et concernant

le pouvoir d'alerte de certaines informations, sont également applicables à la certification des pilotes automatiques. En effet, les moyens dont dispose l'équipage pour reconnaître une panne de pilote automatique dépourvue d'alarme sont les mêmes que ceux dont il dispose pour reconnaître ses propres erreurs de commande sur le système.

23.32 - La certification de l'ergonomie du poste de pilotage

23.321- Enseignements de l'accident et de l'expérience en service

23.321.1 - Lorsqu'elle a analysé le processus accidentel du point de vue de l'interface entre l'équipage et l'avion (voir en particulier § 22.3), la commission est parvenue aux conclusions suivantes :

(1) la conception du dispositif de commande et de contrôle des modes et des paramètres de pilotage automatique de la trajectoire dans le plan vertical est telle que :

- d'une part la probabilité de confusion dans le mode sélectionné est plutôt élevée dans certaines situations;

- d'autre part la cohérence entre le mode sélectionné et l'unité d'affichage de la valeur cible sélectionnée est un élément critique de sécurité;

(2) la présentation des paramètres de contrôle de la trajectoire dans le plan vertical convient à une information correcte d'un équipage convenablement conscient de sa trajectoire, mais n'offre pas les meilleures chances d'alerte à un équipage en erreur de représentation à cet égard.

23.321.2 - Lorsqu'elle a examiné les enseignements possibles du retour d'expérience, la commission a trouvé une cohérence entre les conclusions précédentes et les éléments suivants:

- l'existence d'un taux d'erreur élevé sur la sélection des modes verticaux du pilote automatique pendant la phase d'instruction initiale;

- la forte présomption d'un taux d'erreur résiduel significatif en ligne;

- l'existence de cas de confusion de mode en ligne restés indétectés par l'équipage jusqu'à alarme GPWS ou acquisition de références visuelles extérieures.

23.321.3 -La commission a rapproché, en fonction de ce qui précède, les différents jugements qu'elle a pu porter sur les composantes concernées de l'interface entre l'avion et l'équipage, et les articles pertinents du règlement de certification (voir § 118.12).

En particulier ces articles demandent:

- que la présentation des commandes soit conçue de manière à réduire au minimum les erreurs de l'équipage: il a semblé à la commission, à la lumière de son analyse et des enseignements de l'expérience opérationnelle disponible aujourd'hui, que la conception de cette commande n'était pas complètement conforme à l'esprit de ces articles;

- que la présentation des informations de vol et de navigation soit claire et non ambiguë, et que les moyens associés à la surveillance du pilote automatique soient conçus pour réduire au minimum les erreurs de l'équipage qui pourraient créer des dangers supplémentaires: il a semblé à la commission, que de ce point de vue, la présentation des paramètres de contrôle de la trajectoire dans le plan vertical répondait bien à l'objectif de certification en situation normale, mais probablement pas dans le cas d'un équipage en situation d'erreur de représentation.

23.322- Les principes et la méthode de certification

23.322.1 - Le paragraphe 118.1 rappelle les principes de certification applicables à la conception d'un poste de pilotage, et plus particulièrement aux commandes de pilotage automatique de la trajectoire et aux instruments de contrôle de cette trajectoire. Ce paragraphe rappelle en outre la manière dont la conformité de l'A320 aux exigences du règlement a été évaluée lors du processus de certification de l'avion.

23.322.2 - En examinant les extraits pertinents du règlement de certification, la commission a noté qu'il s'agissait essentiellement d'un règlement par objectifs. En analysant les documents interprétatifs (ACJ), la commission a noté que seul un très petit nombre d'aspects ergonomiques - tels que la forme des commandes du train d'atterrissage et des volets, ou le sens de déplacement des commandes, faisait l'objet d'une standardisation. En examinant les moyens acceptables de démonstration de conformité, elle n'a trouvé aucune indication de méthode d'évaluation particulière. La méthode de démonstration est donc traitée et acceptée dans le cadre de chaque certification.

23.322.3 - La commission a examiné la manière dont le processus de certification appliqué à l'A320 avait traduit en pratique les exigences réglementaires évoquées ci-dessus.

Elle a noté qu'un effort tout particulier a été fait pour évaluer la qualité de l'interface avion/équipage dans le cadre des vols consacrés à la démonstration de l'équipage minimal. Un relevé systématique des erreurs commises, et une analyse de ces erreurs a posteriori, ont notamment été effectués dans ce cadre.

Elle remarque cependant que l'essentiel de cet effort, consacré à la justification de l'équipage minimal à deux pilotes dans le contexte de climat social tendu déjà évoqué, porte sur l'évaluation des charges de travail et la gestion des situations anormales. La commission considère donc que, malgré une mise en oeuvre de méthodes d'évaluation largement surdimensionnée par rapport aux pratiques internationales en vigueur, le processus de certification de l'A320 n'a pas permis de détecter des particularités de conception qui se sont révélées à l'usage discutables par rapport à certains objectifs réglementaires (comme par exemple éviter la confusion).

La commission note également qu'au stade de la définition de l'ergonomie de l'A320, et compte-tenu du caractère particulièrement novateur de cet appareil dans ce domaine, des évaluations auraient pu être effectuées en associant, par l'intermédiaire de protocoles expérimentaux adaptés, des futurs utilisateurs de base, à l'occasion par exemple des études préalables de définition conduites en simulation pilotée. Ces évaluations auraient alors été disponibles avec un préavis suffisant, autorisant encore de véritables choix dans des conditions acceptables pour les calendriers industriels du programme, ce qui est beaucoup plus difficile au stade de la certification.

Elle note enfin que les méthodes employées au stade de la certification privilégient les évaluations de type subjectif par une population restreinte de pilotes du constructeur ou de pilotes investis de fonctions officielles.

23.322.4 - Là commission s'est en conséquence interrogée sur l'aptitude du règlement, des principes et des procédures de certification en vigueur à fournir les garanties nécessaires dans ce domaine, notamment dans le cas de conceptions particulièrement novatrices.

Dans le cadre de cette réflexion, la commission a relevé certains aspects des principes et du processus de certification en vigueur, qui lui paraissent constituer à cet égard des points de faiblesse:

- la prise en compte des erreurs de l'équipage se fait à travers des objectifs très généraux (cf articles du règlement déjà cités) sans discrimination des erreurs en fonction de leurs probabilités d'occurrence et des conséquences associées; les évaluations des moyens de surveillance associés, qui sont souvent les mêmes que ceux utilisés pour surveiller le bon fonctionnement des automatismes de pilotage, sont faites sous des hypothèses de comportements standards et de strict respect des procédures définies. Il a semblé à la commission que ces hypothèses ne correspondent pas nécessairement à la réalité du travail en ligne;

- Les évaluations de l'ergonomie conduites dans le cadre de la certification font un appel quasi exclusif au jugement brut de pilotes d'essai et de pilotes officiels. Or il semble à la commission que la nouvelle génération de cockpits diminue notablement le pouvoir prédictif de cette méthode, même complétée par l'avis de pilotes désignés par les compagnies de lancement, particulièrement dans le cas d'avions globalement très novateurs. En effet ces interfaces nouvelles produisent des modes d'erreurs nouveaux et particulièrement évolutifs au cours des phases d'apprentissage et d'appropriation par les pilotes. Or l'expérience individuelle sur le nouveau type des pilotes sollicités ne dépasse jamais ces phases initiales. De plus ils disposent de connaissances plus complètes sur l'avion, ils travaillent dans le cadre d'une mission différente de celle des futurs utilisateurs quotidiens. Les modes cognitifs qu'ils mettent en oeuvre, et les types d'erreur qu'ils sont susceptibles de commettre, sont en conséquence partiellement différents de ceux des pilotes de ligne en situation de routine.

- L'acte administratif de certification prend place bien après le processus de conception, à un moment où des choix industriels très lourds, et donc très difficiles à remettre en cause par le certificateur, sont déjà faits. Or même si l'avis du certificateur est sollicité dès le début de la phase de conception, il ne dispose pas à ce stade de critères de refus en matière d'ergonomie. Les faiblesses notées plus haut concernant le pouvoir prédictif des méthodes actuelles sont en effet aggravées dans ce cas car l'horizon de prédiction est plus lointain, et on ne dispose que de maquettes ou de simulations partielles. Le caractère subjectif des jugements individuels bruts, quelle que soit leur compétence reconnue, les rend donc encore plus fragiles en tant que critères de rejet.

En conséquence la commission est parvenue à la conclusion qu'un effort devrait être consenti pour réadapter les moyens du processus de certification à ses objectifs dans le domaine de l'ergonomie, en redéfinissant de façon plus précise les objectifs réglementaires et les protocoles d'évaluation associés.

23.33 - Homologation du système DME de bord

23.331 - Analyse de l'expérience en service et conclusions

Après avoir analysé l'implication possible du système DME du F-GGED dans le mécanisme de l'accident, la commission a conclu qu'un éventuel dysfonctionnement de ce système ne pouvait être invoqué ni comme générateur possible, ni comme facteur contributif dans l'accident.

Cependant, à l'occasion des investigations techniques conduites pour analyser les dysfonctionnements possibles du DME Collins-700, la commission a constaté l'existence de multiples modes de défaillance sur cet équipement.

A l'occasion des expertises qui lui ont été demandées par la commission pour rechercher si un défaut "sleeping mode" avait pu affecter le DME du F-GGED, il a été constaté des incohérences et des désordres dans les données enregistrées dans la mémoire non volatile par le logiciel BITE. Ces désordres entraînent des débordements de tableaux de valeurs, qui perturbent le fonctionnement du logiciel opérationnel de l'équipement (voir § 117.325).

La commission s'est en conséquence interrogée sur la conformité du DME Collins-700 au règlement technique de référence, et sur le processus d'homologation suivi par cet équipement.

23.332 - Homologation du DME Collins-700

23.332.1- Exigences techniques applicables

Les points examinés pour l'homologation d'un équipement radio tel que le DME concernent le respect des exigences en matière de conditions techniques applicables (CA), d'environnement, et enfin de logiciel. En ce qui concerne le logiciel, ces exigences sont décrites dans le document RTCA DO 178 A (Radio Technical Commission for Aeronautics) et son homologue européen le document EUROCAE ED 12 A.

Ce règlement prévoit pour les logiciels des niveaux de qualité qui dépendent du caractère plus ou moins critique de leur fonction. Le niveau le plus bas envisagé est le niveau "non essentiel". La principale exigence qui est alors formulée est de ne pas perturber le fonctionnement des autres logiciels.

Les constatations techniques rapportées au paragraphe précédent indiquent que la condition de plus bas niveau (logiciel "non essentiel") du document RTCA DO 178A n'était pas satisfaite par le logiciel BITE du DME Collins-700.

Ces normes n'étaient pas formellement en vigueur au moment de l'homologation du DME Collins-700. Cependant, c'est précisément ce nouvel équipement et sa technique numérique qui avaient servi de base au développement de la nouvelle norme. Celle-ci était dans un stade suffisant de maturité pour être prise en considération pour l'élaboration et l'homologation des logiciels du DME Collins-700, et il n'existait pas d'autre norme pour les logiciels.

Il est probable que les opérations de vérification des logiciels décrites dans le document RTCA DO 178A, et qui consistent notamment en l'exécution de processus d'intégration et de validation, auraient permis de détecter avant la mise en service de l'équipement l'anomalie qui est à l'origine du "sleeping mode".

23.332.2- Processus d'homologation appliqué

S'agissant d'un équipement construit aux Etats-Unis, l'autorité primaire pour l'homologation était la FAA. En France, le dossier d'homologation a été instruit par le STNA (Service Technique de la Navigation Aérienne).

Le STNA a effectué des vérifications de conformité en ce qui concerne les CTA et l'environnement mais n'a pas procédé à une analyse de conformité à la norme de qualification des logiciels. Sur ce point, la DGAC a donc accordé l'homologation en 1982 sur la base du travail accompli par la FAA.

Le DME Collins-700 a subi une modification avant son intégration sur A320 et autres avions de même génération. Il s'agissait essentiellement de l'adjonction de protocoles d'interfaces avec le système CFDS de l'A320 et du remplacement du MFM (Maintenance Fault Memory) par un BITE. Cette modification, répertoriée 20558, a été classée "mineure" et a été approuvée en 1988.

S'agissant d'un équipement déjà connu et homologué par un TSO (Technical Standard Order) au moment de son intégration sur A320, le DME Collins 700 n'a pas fait l'objet à cette occasion d'une analyse de sécurité spécifique concernant son fonctionnement propre. Par contre, cet équipement constituant l'un des capteurs périphériques du FMGC, ses modes de panne, leurs probabilités d'occurrence, et leurs moyens de détection ont été pris en compte dans l'analyse de sécurité du FMGC.

23.4 - Le fonctionnement du système de retour d'expérience

23.41 - Du fait notamment de la difficulté à établir le scénario de cet accident, des recherches à la fois extensives et intensives ont été effectuées dans le cadre de cette enquête pour retrouver d'éventuels incidents

survenus dans des circonstances comparables, et ayant conduit ou étant susceptibles de conduire à un taux de descente anormalement élevé à l'insu de l'équipage. Ces recherches ont amené la commission à questionner les organismes d'enquêtes ou de recueil d'incidents des principaux pays utilisateurs de l'A320, et à examiner le témoignage de nombreux pilotes français de cet avion.

A l'occasion de ces recherches, dont le résultat est exposé pour l'essentiel au paragraphe 1.17.6, il est apparu:

- qu'au moins deux incidents très proches de l'un des scénarios retenus pour l'accident (confusion de mode VS FPA) s'étaient produits dans le passé, dans différents pays, sans que les autorités de certification, ni le constructeur, ni les autres exploitants en aient eu connaissance;

- que ces événements étaient souvent connus de tel ou tel système de collecte d'information, sans que leur gravité potentielle ait été perçue, et le plus souvent sans que la précision des informations disponibles soit suffisante pour fonder une analyse approfondie et des actions éventuelles;

- que des événements de nature analogue se produisent en ligne sur différents types d'avion sans que les équipages perçoivent la nécessité d'en faire un compte-rendu à leur compagnie ou aux autorités de l'aviation civile;

23.42 - Il apparaît en conséquence que parmi les utilisateurs d'A320 il existait des informations diffuses concernant la fréquence des confusions dans la gestion des modes verticaux de pilotage automatique, et les risques associés. Un exploitant au moins avait proscrit à titre préventif l'utilisation du mode FPA à ses équipages, car il ne souhaitait pas effectuer l'investissement de formation supplémentaire qu'il jugeait nécessaire. Mais jamais ces informations n'ont été formulées et centralisées à un échelon convenable, susceptible de faire la synthèse des difficultés rencontrées et de déclencher des mesures correctrices.

23.43 - De toutes les sources d'informations sollicitées par la commission (bases de données nationales ou internationales alimentées par les systèmes de rapports obligatoires, systèmes de recueil confidentiels de comptes-rendus volontaires, bases de données de constructeurs ou d'équipementiers), une seule s'est avérée capable de fournir de façon fiable des informations suffisamment détaillées, complètes, et précises pour permettre une analyse approfondie des incidents de cette nature: il s'agit du système d'analyse systématique des paramètres de vol enregistrés mis en oeuvre par une compagnie, système

dans le cadre duquel toute anomalie importante détectée par le système automatique conduit à une analyse opérationnelle approfondie de l'événement, avec si nécessaire la contribution de l'équipage concerné. Cependant le souci de protéger le consensus éminemment délicat obtenu entre les partenaires sociaux au sein de cette compagnie a conduit à ne pas diffuser l'information recueillie vers l'extérieur de la compagnie. Le potentiel de sécurité considérable de tels dispositifs est donc à ce jour très incomplètement exploité.

23.44 - L'organisation générale et les caractéristiques du système français de retour d'expérience (cf § 118.6) constituent un handicap manifeste à un fonctionnement efficace. La commission a relevé en particulier les aspects suivants:

- le dispositif réglementaire est constitué de stratifications successives de textes de statuts très inégaux n'ayant subi aucune refonte globale depuis les années cinquante, ce qui conduit à un ensemble hétérogène, complexe et difficilement compréhensible par les parties concernées;

- le dispositif réglementaire n'établit aucune obligation explicite, ni pour le commandant de bord ni pour l'exploitant, d'informer le SFACT, qui est le service chargé de la tutelle technique sur les exploitants, des incidents survenus en exploitation. Il est prévu que toute notification d'incident soit adressée au Bureau Enquêtes Accidents, sans discrimination sur la nature et la gravité de l'incident, et cela n'est pas adapté à la réalité des moyens de traitement de l'information disponibles;

- la position des références concernant les incidents dans le découpage général des textes suggère que leur objectif initial n'est pas d'organiser le retour d'expérience à des fins d'analyse de sécurité, mais d'établir des obligations de notification des événements anormaux dans le but de permettre les fonctions de recherche et sauvetage d'une part, et les actions disciplinaires d'autre part. Cette confusion entre action disciplinaire et retour d'expérience est notamment apparu à la commission comme susceptible de constituer un frein considérable à toute initiative de compte-rendu volontaire par les équipages d'événements tels que des erreurs graves mais corrigées avant toute conséquence perceptible de l'extérieur;

- a contrario, le dispositif ne comporte aucune procédure de compte-rendu confidentiel garantissant à l'auteur d'une initiative de compte-rendu volontaire d'un événement par ailleurs transparent qu'il ne sera pas sanctionné ou déconsidéré par suite de son initiative;

23.45 - Les autorités françaises ont voulu mettre l'accent ces dernières années sur la promotion de systèmes de collecte organisés, d'une part par l'industriel auprès de ces clients, d'autre part au sein de chaque compagnie utilisatrice. C'est ainsi que dans son annexe relative aux conditions associées à l'autorisation d'exploiter un avion de plus de quarante tonnes en équipage sans mécanicien navigant, l'arrêté du 5 novembre 1987 (chapitre 12) établit une obligation d'analyse systématique des paramètres de vol enregistrés. Cependant cette obligation ne comporte pas celle de tenir la DGAC informée des incidents détectés, sauf au terme de la première année d'exploitation, et de façon synthétique uniquement. Elle ne comporte pas non plus l'obligation d'une investigation opérationnelle approfondie des circonstances et des mécanismes des incidents les plus significatifs.

23.46 - En résumé, la commission d'enquête considère que l'aéronautique est un des rares domaines d'activité qui a su se doter d'un système de retour d'expérience. Celui-ci donne des résultats probants lorsqu'il s'agit de traiter des problèmes techniques. Par contre, la commission s'est rendu compte des limites évidentes de ce système dans le domaine de opérationnel. Dans ce domaine, l'information n'est que très rarement disponible, et, même quand elle l'est, elle n'est que rarement analysée avec la participation de tous les acteurs concernés. De plus, les résultats de ces analyses ne sont, en général pas communiqués au constructeur et à l'administration.

CHAPITRE 2.4 - SURVIE, RECHERCHE, ET SAUVETAGE

24.1 - Survie à l'impact et à l'accident

24.11 - Dans cette partie, la commission d'enquête analyse les conditions de préparation de la cabine avant l'atterrissage, les causes de la mort des victimes de l'accident et l'état des sièges après l'impact.

Les caractéristiques de cet accident, et en particulier l'énergie d'impact, ne correspondent pas à une situation où on s'attend normalement à des survivants. Plus précisément, les accélérations subies par la cellule de l'avion et son niveau de fragmentation sont tels que les facteurs de survie individuelle ne sont accessibles à aucune modélisation connue. Dès lors, les leçons qu'on peut tirer d'un tel accident en matière de sécurité passive sont assez limitées. La commission a cependant entrepris une réflexion sur le sujet, tout en restant fort consciente des limites de l'exercice.

24.12 - Les consignes de préparation de la cabine avant l'atterrissage ont été appliquées et tous les passagers étaient vraisemblablement attachés. Toutefois un membre du personnel navigant commercial n'était pas assis et attaché mais très probablement encore debout en cabine au moment de l'impact. Le poste de sécurité de ce membre d'équipage était situé à l'arrière de l'appareil dans la partie où il y a eu des survivants. La commission a analysé la séquence des opérations à effectuer par le personnel navigant commercial avant l'atterrissage vis à vis du moment où ces opérations devraient être débutées afin que le PNC puisse en toutes circonstances être assis et attaché dans la phase finale du vol. Les circonstances de cet accident ne permettent pas de tirer de conclusions sur ce point mais un réexamen de ces procédures pourrait être utile de façon à s'assurer que la chronologie de ces opérations est bien telle que cette condition puisse être satisfaite.

24.13 - La commission d'enquête constate que, en dépit de la violence du choc frontal auquel a été soumis l'avion, neuf personnes ont survécu à cet accident. L'examen de quelques sièges n'a pas permis d'évaluer précisément les facteurs de charge auxquels ils ont été soumis et n'a pas fourni d'éléments significatifs supplémentaires pour expliquer le nombre et la répartition des survivants.

Toutes les victimes ont subi des polytraumatismes, pour certains très étendus. Certains types de lésions présentent toutefois une fréquence particulièrement élevée et il a paru intéressant de les relever pour pouvoir discuter de leur rapport possible avec certaines caracté-

ristiques des sièges ou de leur disposition en cabine. Ce sont les lésions au niveau de la tête, les lésions au niveau de la ceinture pelvienne et les lésions de l'extrémité des membres inférieurs.

La fréquence et la nature des lésions au niveau de la tête orientent la réflexion vers un rôle possible de la structure du dossier du siège placé devant chaque passager. Les lésions pelviennes orientent la réflexion vers un rôle possible des ceintures de sécurité qui, pour autant que l'on puisse le savoir, n'ont pas été détruites. Enfin les lésions des membres inférieurs ont pu être dues pour partie aux attaches des sièges à la structure de l'avion.

La fréquence élevée de certaines lésions subies par les victimes a amené la commission d'enquête à examiner les essais et vérifications effectués par le constructeur ou l'administration pour s'assurer de la conformité de cet avion, dans la configuration choisie par Air Inter, avec les exigences réglementaires en matière de sièges et de ceinture de sécurité.

Les exigences de certification concernant les sièges passagers et les ceintures sont fixées par les paragraphes JAR 25-785(a), JAR 25-785(c) et JAR 25-785 (i) du règlement conjoint de certification européen. Dans le cadre de la certification de type, les sièges passagers et les ceintures correspondantes ne sont pas identifiés de façon individuelle car ces équipements sont, d'une façon générale, choisis par la compagnie utilisatrice. Cependant les exigences qui leur sont applicables sont contenues dans un document, approuvé par les autorités de certification, intitulé "sièges passagers; spécification cadre". Pour ce qui est de la certification individuelle de chaque avion, l'avionneur présente pour approbation aux autorités compétentes un dossier dans lequel la conformité aux exigences de la certification de type est démontrée pour les équipements spécifiques à cet avion.

Le dossier remis par Airbus Industrie pour approbation de la cabine passagers de l'avion F-GGED (dossier ref MBBTLQ 21/135/03/88 Edition 4) se réfère pour les sièges passagers à la spécification approuvée lors de la certification de type (Ref 00D2520004/C01). La conformité de l'avion aux exigences de certification a été confirmée par les rapports d'inspection TLQ 21-562/12/88 et 10D021K4590S12. En ce qui concerne les ceintures de sécurité, elles ont été reconnues conformes au TSO C22F délivré par la FAA.

La commission d'enquête a constaté que les exigences réglementaires avaient été satisfaites, mais elle a relevé que le règlement de certification applicable dans le cas de l'A320 (JAR 25 change 10) ne comportait que des essais statiques en ce qui concerne les sièges. Depuis lors, de nouvelles conditions techniques ont été imposées en Europe

et aux Etats-Unis pour les sièges passagers, pour renforcer la protection des passagers dans les cas d'atterrissage d'urgence (JAR 25 change 13 publié le 05/1089). Les facteurs de charge statiques ont été augmentés et une exigence d'essais dynamiques pour les sièges a été introduite.

Pendant, la commission a été informée au cours de l'enquête que le type de siège qui équipait le F-GGED avait été soumis aux test HIC (Head Injury Criteria) à une date postérieure à celle de l'accident, et avait passé ces essais avec succès.

24.2 - Organisation des recherches

Note: La commission d'enquête a travaillé sur ce point à partir des comptes rendus établis par le Centre d'Opérations de la Zone Nord-Est (compte rendu global d'opération SAR) et par la préfecture du BAS-Rhin (compte rendu de réunion du 14 février 1992).

24.21 - La commission d'enquête a constaté qu'il avait fallu plus de quatre heures pour retrouver l'épave à partir du moment où l'alerte avait été déclenchée. Ce constat remet en cause bien des idées communément admises sur la recherche d'un avion de transport lourd en métropole. Il s'explique en partie par les caractéristiques du site de l'accident (forêt montagneuses enneigée), par les conditions de son occurrence (nuit d'hiver) et par les difficultés rencontrées pendant les opérations de recherche (conditions climatiques et absence d'émission de la radio-balise de détresse).

24.22 - Compte tenu des conditions d'environnement (nuit, crêtes accrochées, givrage dans la couche, difficulté d'emploi des équipements de vision spéciaux), il a fallu essentiellement compter sur les moyens humains pour localiser l'épave par le biais d'opérations de ratissage. La commission d'enquête a donc analysé la façon dont avaient été conduites ces opérations de recherche terrestres et les rôles respectifs qu'y avaient joué le Centre de coordination de sauvetage (RCC) de Drachenbronn et le dispositif SATER dirigé par le Préfet du Bas-Rhin dans le cadre des dispositions réglementaires prévues (voir § 116.21).

24.23 - Dans le cas des accidents aériens, le RCC assure la conduite générale des recherches. Il dispose pour ce faire de moyens adéquats et de personnels qualifiés capable d'exploiter les renseignements et les informations qui lui parviennent. Pour cet accident, les premiers renseignements ont été transmis au RCC par le centre de contrôle d'approche de Strasbourg à 18h31 avec le déclenchement de l'alerte. Le contrôleur d'approche ayant indiqué que la perte de contact radar avait eu lieu entre 8 et 9

NM dans le radial 230° du terrain de Strasbourg, le RCC a immédiatement (18H34) déclenché auprès de la préfecture la mesure SATER 2 dans la région du Mont Sainte-Odile.

C'est à partir de ces premiers éléments que le RCC a déclenché à 19H09 la mesure SATER 3 en définissant un premier secteur de recherche entre le Mont Sainte-Odile et Andlau, qu'il a ensuite étendu à 19h30 à un quadrilatère Mont Sainte-Odile/Barr/Andlau/Le Hohwald. La commission d'enquête considère que la définition de cette première zone de recherche était cohérente avec les premiers éléments connus du RCC (position de l'avion au nord de l'axe d'approche en fin de guidage, limites de précision du radar, trace au sol de l'axe de piste, repères de la procédure). La commission note toutefois qu'elle présentait une surface importante (21 km²) nécessitant la mise en oeuvre d'effectifs importants sur le terrain.

La commission constate par ailleurs qu'il a fallu respectivement 1h30 et 3h30 pour que les enregistrements radar en provenance de Drachenbronn et de Reims soient communiqués au RCC et pour que celui-ci puisse resserrer la zone des recherches terrestres pour le PC fixe. Ce temps lui paraît excessif compte tenu des moyens de traitement de l'information existant dans ces centres (poursuite radar des vols, enregistrement des données sur les vols, programmes de revisualisation). Enfin, certains centres étrangers auraient également pu être sollicités à cette fin (Karlsruhe par exemple).

La commission relève également que le premier secteur de recherche, dont la définition s'est révélée appropriée, (entre le mont Sainte-Odile et Andlo), a été très vite étendu à une zone plus vaste avant d'être progressivement recentré sur cette première définition. Elle s'est donc interrogée sur les causes de ce phénomène de dilution sans pouvoir pour autant y apporter de réponse précise. Le souci d'identification de la zone de recherche par des repères géographiques facilement identifiables par les moyens terrestres peut constituer un élément de réponse à cette question.

La commission note enfin que, malgré la mise en place par la base aérienne de Strasbourg d'un officier de l'armée de l'air au PC fixe de la préfecture, l'échange des informations entre le RCC et le PC fixe prévu au paragraphe 5.1.3 du protocole SATER Transports-Intérieur-Défense du 08 septembre 1987 paraît n'avoir pas bien fonctionné, notamment dans le sens PC fixe vers RCC (le RCC n'a en effet été informé que de deux des témoignages qui avaient été reçus du terrain). Ceci peut provenir de difficultés rencontrées au PC fixe pour faire la synthèse des informations reçues. La commission a remarqué à cet égard que ces difficultés de coordination et de remontée des renseignements, en provenance des unités engagées sur le terrain notamment vers les PC fixes et organismes SAR

étaient déjà apparues fréquemment dans les opérations SATER.

En fonction des informations dont il disposait, il semble que le rôle du RCC pour préciser le polygone des recherches terrestres se soit limité à quelques indications transmises au PC fixe: à 20H15 confirmation du premier polygone et demande de ratissage dans la région du Buchenberg, à 21h25 demande d'envoi de moyens terrestres entre le château de Landsberg et la cote 826 (La Bloss), à 22h04 communication de la dernière position connue par le centre de Reims et indication de la Bloss comme lieu possible de l'accident.

24.24 - La conduite des opérations de recherche terrestres a donc essentiellement été assurée par les représentants du Préfet du Bas-Rhin. Un PC fixe a été activé immédiatement à la préfecture. Le PC opérationnel a été installé à Barr (20h45). Le rassemblement des moyens de secours pompiers SAMU s'est opéré à partir de 19h20 au centre de secours d'Obernai désigné comme le point de première destination. La direction des recherches y a été assurée par le commandant du groupement de gendarmerie départementale rejoint par le sous-préfet de Sélestat. La commission d'enquête n'a pas analysé en détail la totalité des opérations de recherche qui avaient été menées et n'est donc pas en mesure de formuler à cet égard une appréciation globale suffisamment fondée. Deux points lui paraissent toutefois devoir être relevés.

Tout d'abord l'ampleur des recherches terrestres à lancer notamment du fait de l'importance de la première zone de recherche (21 KM²) et des limitations imposées aux moyens aériens, a immédiatement dépassé tous les moyens de la gendarmerie départementale. Des renforts ont été demandés à partir de 19h30 à la Gendarmerie Mobile et à l'Armée de Terre. Compte tenu des délais de rappel et de route, ils ont été disponibles sur zone, respectivement à 21h30 et 22h. Ce n'est qu'à partir de l'arrivée de ces renforts que les opérations de ratissage intensif ont pu commencer. On peut donc se demander s'il n'aurait pas été préférable, dans les circonstances de cet accident, d'alerter et de mobiliser des effectifs importants dès le déclenchement de la mesure SATER/2, de façon à permettre une mise en oeuvre plus rapide et plus complète de la mesure SATER/3 dès son déclenchement.

D'autre part, si un grand nombre d'opérations de recherche ont été lancées au cours des deux premières heures par les responsables opérationnels, en fonction des éléments disponibles ou d'informations diverses, le dispositif de recherche dirigé à partir du PC fixe de la préfecture paraît n'avoir atteint sa pleine efficacité qu'à partir de l'installation du PC opérationnel à Barr vers 20h45 et de son ralliement par les responsables des

différents services. Il est donc possible que, dans un premier temps, les décisions n'aient pas intégré toutes les informations disponibles du moment. Ceci met en évidence l'importance de la rapidité de la mise en place du PC opérationnel et de son armement avec tous les responsables concernés, l'importance aussi du choix de son implantation et des moyens de liaison dont il est doté pour communiquer avec les équipes sur le terrain et avec les autres organismes.

24.25 - En résumé, la commission d'enquête constate que les phases d'urgence ont été déclenchées dans les délais prescrits et que les opérations de recherche ont été conduites conformément aux textes en vigueur. Elle a toutefois relevé le délai important de restitution des trajectoires radar de l'avion, le délai de montée en puissance du dispositif terrestre vis à vis de l'importance de la zone de recherche, les difficultés rencontrées dans l'échange des informations entre RCC et préfecture, notamment dans le sens PC fixe vers RCC.

24.3 - Analyse du non-fonctionnement de la radio-balise de détresse (RBDA)

24.31 - La radiobalise de détresse, détruite à l'impact, n'a pas fonctionné. Le type de balise installé dans le F-GGED répondait aux normes et recommandations de l'OACI et à la réglementation française en vigueur le jour de l'accident. Cependant, l'essai opérationnel effectué le 9 avril 1992 ne permet pas d'affirmer que, si la balise avait fonctionné, l'épave aurait été retrouvée beaucoup plus rapidement (voir § 118.33).

24.32 - La commission d'enquête constate toutefois que les réglementations françaises et internationales en matière de RBDA (décrites au § 118.3) étaient essentiellement orientées vers la recherche des avions légers. Dans ces types d'accident, les organismes responsables constataient en effet que les recherches étaient extrêmement longues et coûteuses. A l'inverse, à l'exception des amerrissages ou de certains atterrissages en zone désertique, il était communément admis qu'en cas d'accident de gros avion de transport, son épave en était découverte très rapidement, compte tenu de la précision du suivi des trajectoires de ces avions par les services de contrôle. Ce sont ces considérations qui expliquent pourquoi les normes d'homologation de ces équipements ont été fortement influencées par un objectif d'accessibilité de prix pour l'aviation générale. Ceci explique aussi pourquoi, dans le cadre d'une obligation d'emport généralisée, l'administration française a estimé possible de laisser aux transporteurs de grandes facilités sur les conditions d'installation et de fonctionnement des RBDA montées à bord de leurs avions.

24.33 - La durée des opérations de recherches du F-GGED remet sérieusement en question cette idée admise tant par les transporteurs que par l'Administration. C'est la raison pour laquelle la commission d'enquête a estimé nécessaire, dès la remise de son rapport préliminaire, de recommander que soient revues les conditions réglementaires d'homologation et d'installation à bord des aéronefs des radiobalises de détresse à déclenchement automatique (RBDA), afin d'assurer une plus grande probabilité de bon fonctionnement après accident. Cette recommandation retenue par le Ministre a conduit à une modification de l'arrêté du 5 novembre 1987 relatif aux conditions d'utilisation des avions exploités par une entreprise de transport aérien (arrêté du 12 janvier 1993). Cette modification institue des normes d'homologation et des conditions d'installation propres à diminuer les risques d'endommagement et de non fonctionnement en cas d'accident. La commission relève toutefois qu'il conviendra également de fixer et de contrôler l'application de normes sur le rayonnement de ces installations (puissance rayonnée notamment).

24.4 - Organisation des secours

24.41 - Conformément aux pratiques internationales en matière d'enquêtes sur les accidents d'avions (annexe 13 à la convention relative à l'aviation civile internationale), la commission n'a analysé les opérations de secours que de façon succincte. Elle l'a fait à partir des rapports d'analyse établis localement sous l'autorité du Préfet, du rapport de l'Institut de médecine légale de Strasbourg et de divers témoignages. Elle a estimé utile de proposer quelques réflexions sur l'organisation des secours d'une part, sur la technique de traitement des polytraumatismes d'autre part.

24.42 - Le choix d'Obernai comme lieu d'installation du PC médical et d'une partie des équipes de secours en attente a reposé sur des considérations essentiellement dictées par les conditions météorologiques, les distances à franchir de la ville d'Obernai aux divers points du massif où se déroulaient les recherches étant en tout état de cause limités. Pour les mêmes raisons, il a été jugé préférable de privilégier la cohérence de la colonne de secours sans la morceler. Sur les routes sinueuses et verglacées menant au mont Sainte-Odile, il était en effet très difficile de faire demi-tour et le rappel immédiat d'un éventuel élément avancé aurait donc pu être très difficile.

Il a tout d'abord semblé à la commission que ce choix pouvait avoir retardé l'heure d'arrivée sur le site de l'essentiel des moyens des secours, compte-tenu de la gêne créée par l'encombrement des axes routiers et par l'état des routes (neige et verglas). De plus, dans les conditions du moment, la coordination entre les différents acteurs

(directeur des secours et gendarmerie installés à Barr et direction médicale stationnée à Obernai) en a peut-être été rendue plus difficile.

D'autre part, en ce qui concerne l'option de ne pas faire partir d'élément avancé dès que la zone des recherches a été précisée, la commission a noté que les équipes les mieux rodées aux interventions sur polytraumatismes graves sont arrivées trop tard pour pouvoir intervenir sur le site et sont restées sur la route départementale comme moyen d'accueil des blessés. Les interventions médicales sur le site paraissent n'avoir été le fait que de deux médecins militaires du 153e régiment de Mutzig et d'un médecin militaire de la Base aérienne 124 de Strasbourg-Entzheim, tous trois indépendants du dispositif médical et de secours. En outre, il semblerait que deux médecins civils au moins, dont un non-identifié, soient également intervenus sur le site. Ce sont les médecins présents sur le site qui ont examiné et autorisé le transport d'une partie des blessés en fonction de leur état, des moyens dont ils disposaient et des conditions climatiques.

24.43 - La commission note enfin que deux victimes ultérieurement décédées étaient encore vivantes au moment de l'arrivée des secours. Selon le rapport de l'Institut médico-légal, elles sont mortes l'une d'un état de choc aggravé par des troubles ventilatoires, l'autre d'un polytraumatisme crânio-facial, abdominal et de membres inférieurs. Les données autopsiques permettent difficilement de juger en toute rigueur des chances de survie d'une victime décédée et de faire la part des différents facteurs ayant conduit à l'issue fatale. Enfin l'un des blessés survivants a été évacué dans des conditions qui auraient rendu ses chances de survie très aléatoires en cas de lésion interne grave.

La commission note cependant que les opérations de secours et de sauvetage ont été effectuées conformément aux règles de l'art en matière de secourisme, la réserve à effectuer étant que les données actuelles de l'auxyologie (médecine d'urgence et de catastrophe) prescrivent la réanimation, le déchocage et le conditionnement sur place, quelles que soient les conditions d'environnement, comme la meilleure stratégie de soins aux victimes d'accident.

24.44 - La commission considère donc qu'il conviendra de prendre en compte ces données nouvelles de la science pour les inclure dans l'instruction des personnels appelés à intervenir sur ce type d'accident. Un soin particulier devra être accordé à l'instruction de ces personnels car l'attente sur le site en présence d'un blessé grave est particulièrement pénible pour le secouriste, dont l'attitude naturelle est l'intervention et l'évacuation des blessés hors de conditions d'ambiance jugées défavorables.

24.5 - Organisation de la communication

De nombreuses personnes engagées dans les opérations de recherche et de secours ont fait état des difficultés de circulation auxquelles elles ont été confrontés sur les routes donnant accès au Mont Sainte-Odile du fait de la présence de nombreux véhicules et des conditions climatiques.

Ces mouvements de véhicules ont été provoqués par les annonces de la catastrophe par les médias, par les appels aux municipalités ou associations lancés par les responsables des recherches, peut-être aussi par l'écoute des communications échangées par les acteurs du dispositif de recherche et de secours. La commission d'enquête note qu'il y a probablement une réflexion à conduire dans ce domaine de la communication et de la mobilisation des citoyens, pour prévoir les procédures et moyens permettant d'utiliser les compétences utiles et d'informer le public, tout en contrôlant rigoureusement les voies d'accès au site de l'accident.

CHAPITRE 2.5 - ENREGISTREURS.

25.1 - Les enregistreurs réglementaires de bord (DFDR et CVR).

25.11 - Résistance à l'accident

25.111 - Les enregistreurs réglementaires DFDR et CVR ont souffert du feu. La bande magnétique du CVR a pu être exploitée. Par contre, celle du DFDR avait été totalement détruite.

Ces enregistreurs embarqués sont les seuls dédiés aux enquêtes. Ils doivent résister à des conditions de feu définies dans le cadre de la certification.

Il est donc apparu nécessaire de tenter de répondre aux questions suivantes :

- le modèle de DFDR qui équipait le F-GGED était-il conforme aux normes de certification?
- les contraintes de température auxquelles a été soumis le DFDR étaient-elles supérieures aux normes?
- est-il souhaitable de réviser les normes de certification?

25.112 - En ce qui concerne la première interrogation, le modèle Fairchild F800 a été officiellement certifié par de nombreux pays. Le NTSB indique qu'il résiste à un feu plus important (il satisfait aux normes les plus récentes : ED 55) que celui défini par la norme TSO C51a applicable aux enregistreurs qui étaient susceptibles d'équiper le F-GGED (cette norme date de 1966).

Extrait du TSO C51a :

" Protection contre le feu.

Le moyen d'enregistrement doit rester intact de sorte que les informations peuvent être analysées après que l'enregistreur ait été exposé à des flammes de 1100 °C enveloppant au moins 50% de la surface externe du boîtier pendant les périodes de temps suivantes : Type I - 30 minutes - Type II - 15 minutes - Type III - 1,5 minute."

Extrait de l'ED 55 :

" Feu:

a. L'enregistreur devra être soumis à un feu produisant un flux thermique minimum de 158 kW/m². La totalité de la

surface extérieure de l'enregistreur sera exposée à ce feu pendant une période continue d'au moins 30 minutes. Une constante d'absorption peut s'appliquer. (..). Aucun écran ne sera autorisé.

NOTA : Les fabricants d'équipement sont fortement encouragés à donner une protection pratique maximale contre le feu supérieure à la période de 30 minutes prévue dans cette MOPS.

b. La température de la flamme doit être de 1100 °C (nominal), mesurée à une distance de 25 mm (1 pouce) de la surface de l'enregistreur. La configuration du brûleur doit délivrer le flux thermique défini en a.

c. Avant les essais au feu, l'enregistreur aura été préconditionné à une température interne stable correspondant à celle atteinte après un fonctionnement à température ambiante de 25 (\pm 5) °C. Les composants électroniques extérieurs au module mémoire protégé contre le crash pourront être enlevés.

d. L'enregistreur devra se refroidir naturellement après l'essai au feu.

e. La protection du support d'enregistrement peut dépendre entièrement ou en partie d'une barrière thermique qui n'est pas efficace au-dessous d'une température critique si l'on se rapporte à la température maximale de survie du support d'enregistrement. La survie de ce support devra alors être démontrée à une température minimale efficace de la barrière thermique pendant une certaine période. Cette période devra être d'au moins 30 minutes augmentée d'un facteur proportionnel au rapport entre la température minimale efficace de la barrière thermique et la température maximale de survie du support d'enregistrement.

f. Si l'efficacité du matériau de protection anti-feu diminue lorsque l'enregistreur fonctionne normalement et/ou est stocké, le matériau devra être porté à son niveau minimum acceptable de protection au moyen de cycles prolongés de mise en pression et température par exemple."

25.113 - En ce qui concerne la seconde interrogation, les travaux d'expertise ont montré que le boîtier du DFDR avait été soumis pendant environ quinze minutes à un feu de haute intensité (température supérieure ou égale à 700 °C), puis pendant cinq à six heures à un feu d'intensité moindre (température moyenne estimée à 260 °C). Ajoutons que les examens auxquels ont été soumis des éléments du système enregistreur ont montré que l'intérieur du boîtier a dû être soumis à une température de 430°C pendant quarante cinq minutes environ (voir § 112.151). Ces valeurs associées de températures et de durées sont supérieures aux valeurs prévues par la norme de certification. Les contraintes auxquelles a été soumis cet enregistreur sont donc, de ce point de vue, extraordinaires.

25.114 - En ce qui concerne la troisième interrogation, la commission observe que le cas rencontré ici n'est pas un cas isolé. Les constats effectués après d'autres accidents sur des enregistreurs qui satisfont pourtant aux normes les plus récentes montrent que ces dernières devraient être reconsidérées, en particulier pour ce qui concerne la résistance au feu de longue durée.

Rappel : le QAR et les mémoires non volatiles de certains calculateurs embarqués sont des sources de données enregistrées qui ont été exploitées dans le cadre de cette enquête, mais qui, contrairement aux enregistreurs réglementaires (DFDR et CVR), ne sont soumises à aucune norme en matière de protection aux contraintes subies en cas d'accident.

25.12 - Informations enregistrées

25.121 - Paramètres de vol enregistrés

Les paramètres enregistrés par le DFDR l'étaient aussi par le QAR (mêmes paramètres et même échantillonnage de l'enregistrement). C'est pourquoi les réflexions qui ont pu être menées dans le cadre de cette enquête sur la quantité et la qualité des informations disponibles sur l'enregistrement QAR, trouvent directement leur application dans le choix de la trame de paramètres à enregistrer.

A l'époque de l'accident, la norme qui s'appliquait aux appareils tels que l'A320 fixait à vingt-cinq paramètres la trame minimale d'enregistrement. En fait les DFDR qui équipent les A320 enregistrent plus de deux cents paramètres.

Malgré cela, la reconstitution des circonstances de l'accident a été compliquée par le fait que certains paramètres relatifs principalement à la conduite du vol (commande du FCU) et à la surveillance du vol (affichages d'informations de vol sur écrans cathodiques) ne sont pas enregistrés. Le recours à des méthodes de simulation (par exemple, la comparaison des valeurs enregistrées de certains paramètres du vol du F-GGED avec un comportement simulé suivant différentes hypothèses de commande) et à l'exploitation du contenu de certaines mémoires non volatiles a permis de pallier la plupart de ces manques, sans toutefois permettre de faire la lumière sur toutes les informations importantes. A titre d'exemple il n'a pas été possible de déterminer les affichages sélectionnés par le copilote sur son écran de navigation.

On note que les nouvelles spécifications en la matière (ED 55) répondent à ces préoccupations (voir § 118.42). Néanmoins, les avions construits avant

l'introduction de ces normes dans les réglementations nationales demeureront, si aucune action n'est menée, au standard antérieur.

25.122 - Enregistrement des conversations et des alarmes sonores

Il a été fait état dans ce rapport des difficultés rencontrées pour comprendre les paroles des deux pilotes enregistrées sur le CVR (voir § 112.134). Ce problème est souvent rencontré lors des enquêtes. Actuellement, en l'absence d'autres solutions techniques, une solution consiste en l'utilisation de microphones permanents ("hot mike"), et les travaux internationaux les plus récents (ED 56) en réaffirment l'efficacité pour la compréhension des paroles des pilotes.

25.123 - Enregistrement d'informations visuelles dans le poste de pilotage

Actuellement on ne dispose d'aucun moyen permettant de connaître avec certitude les informations qui étaient affichées avant un accident sur le FCU et sur les écrans de pilotage et de navigation. De même les actions des pilotes et leurs éventuelles communications non verbales ne sont pas enregistrées.

Compte tenu de l'importance de telles informations dans la connaissance et la compréhension des circonstances d'un accident, il conviendrait d'étudier le concept d'enregistrement d'images sur support protégé.

25.2 - Enregistreurs sol

25.21 - Informations radar

L'image radar fournie à l'approche de Strasbourg n'est pas enregistrée. L'absence d'enregistrement du radar local de Strasbourg a empêché de disposer de l'image des pistes fournies par cette station au contrôleur d'approche.

En France neuf centres de contrôle d'approche sont dotés d'un système d'enregistrement de leur radar local : Bâle-Mulhouse, Bordeaux, Marseille, Nice, Orly, Pointe à Pitre, Roissy, Satolas et Toulouse. Le fait de disposer d'un tel système aurait probablement permis d'affiner la connaissance et l'analyse des conditions dans lesquelles a été fourni le guidage radar.

Il conviendrait donc que l'ensemble des centres de contrôle d'approche qui disposent d'un radar local soient équipés d'un système d'enregistrement de ce radar.

25.22 - Radiocommunications

Les radiocommunications établies entre les organismes de la circulation aérienne et les aéronefs qu'ils ont en charge sont enregistrées. Dans le cas du F-GGED, ces enregistrements ont été exploités sans difficulté technique.

25.3 - Coordination des procédures administrative et judiciaire

Le dispositif de coordination des enquêtes administrative et judiciaire a été décrit au § 118.5. La commission d'enquête constate que, bien que le souci de stricte formalisation d'un certain nombre d'actes ait été très présent de la part des autorités judiciaires (vis à vis des enregistreurs notamment), les enquêteurs techniques ont pu, dans l'ensemble, prendre les dispositions nécessaires sur le terrain et que, vraisemblablement, aucune donnée sensible n'a été perdue du fait de ces procédures.

La commission d'enquête constate toutefois que ce résultat tient plus à la chance et à la qualité des contacts qui ont été établis et maintenus sur le terrain entre les autorités administrative et judiciaire qu'à l'adéquation du cadre de coordination institutionnel fixé par l'instruction interministérielle du 3 janvier 1953 qui ne s'impose pas au juge. Dans le cadre de sa procédure, celui-ci a en effet toujours tendance à privilégier la rigueur dans la saisie des indices. Or, celle-ci peut parfois être néfaste à leur préservation si certaines mesures de sauvegarde ne sont pas prises immédiatement.

Il conviendrait donc de tirer tous les enseignements de l'expérience vécue à l'occasion de cet accident par les responsables des enquêtes administrative et judiciaire et de mettre au point un cadre juridique permettant l'intervention des enquêteurs techniques de façon à pouvoir rechercher, préserver puis saisir les indices essentiels avec les meilleures garanties de préservation, dans un cadre judiciaire néanmoins incontestable.

CHAPITRE 3.1 - FAITS ETABLIS PAR L'ENQUETE

Le F-GGED détenait un certificat de navigabilité individuel en état de validité.

Il était entretenu conformément à la réglementation en vigueur.

Il était à l'intérieur des limites de masse et de centrage pendant tout le vol de l'accident.

Il était en état de navigabilité sans panne connue.

Sur ce type d'avion, des anomalies relatives au traitement par les systèmes de bord des informations VOR avaient été notifiées. Elles faisaient l'objet d'une information aux équipages et d'une procédure opérationnelle. L'enquête n'a pas mis en évidence de dysfonctionnement de la chaîne de traitement des informations VOR, ni de signe que l'équipage ait perçu des battements de l'indication VOR résultant d'un tel dysfonctionnement, au cours de la phase d'alignement sur l'axe d'approche avant la mise en descente vers la piste.

Des anomalies susceptibles d'affecter le fonctionnement des systèmes DME du type de ceux qui équipaient le F-GGED avaient été identifiées. Elles faisaient l'objet d'une information aux équipages et d'une procédure opérationnelle. Les modifications définies par l'équipementier n'avaient pas encore été appliquées sur les équipements DME du F-GGED. Cependant l'enquête a permis de réfuter, sur la base des éléments techniques disponibles, l'hypothèse qu'une défaillance de type "deaf mode", "sleeping mode" ou "jumping mode" se soit produite au voisinage du moment de la décision de mise en descente vers la piste.

Des anomalies de fonctionnement de FCU sur A320 ont été notifiées quelques mois après l'accident. L'enquête n'a pas mis en évidence de dysfonctionnement du FCU qui équipait le F-GGED. Il n'a cependant pas été possible d'écarter l'hypothèse d'une défaillance du bouton poussoir de changement de mode, ou d'une corruption de la valeur cible affichée par le pilote sur le FCU avant sa prise en compte par le calculateur du pilote automatique.

Le F-GGED n'était pas équipé d'un dispositif avertisseur de proximité de sol (GPWS).

La station sol VOR STR de Strasbourg était en état de fonctionnement. Le contrôle en vol a montré que les caractéristiques du signal émis étaient comprises dans les tolérances adoptées par l'OACI. Cependant des irrégularités dues à la recomposition du signal direct et des signaux

réfléchis par les reliefs ont été constatées dans le secteur de la trajectoire d'approche, entre 9 et 8 NM de la station STR. Ces irrégularités étaient de nature à provoquer une instabilité des indications à bord après la mise en descente, sur le segment correspondant de la trajectoire, d'autant que celle du F-GGED était anormalement basse sur l'horizon radioélectrique de la station sol.

La procédure d'approche VOR-TAC 05 de Strasbourg est dérogatoire sur trois points en raison des contraintes apportées par l'environnement de la circulation aérienne de Strasbourg et par le relief. En particulier le tronçon d'approche intermédiaire ne comporte pas de palier.

L'équipage détenait les brevets, licences et qualifications réglementaires nécessaires à l'accomplissement du vol. Sur Airbus A320, l'expérience du commandant de bord était de 162 heures, et celle du copilote était de 61 heures.

Les analyses toxicologiques ont permis d'estimer que l'alcoolémie était nulle pour le commandant de bord et inférieure à 0,30 g/l pour le copilote.

Le commandant de bord était le pilote aux commandes.

L'équipage avait prévu d'effectuer une approche ILS 23 suivie d'une manoeuvre à vue pour la piste 05 en service. Le contrôleur s'attendait quant à lui à ce qu'il effectue une approche directe VOR-TAC 05.

Lors de l'arrivée, après que l'avion ait passé ANDLO et que l'équipage ait signalé son intention d'effectuer une approche ILS 23 suivie d'une manoeuvre à vue pour la piste 05, le contrôleur a informé l'équipage que cela ne serait possible qu'après une attente due à trois départs IFR en piste 05.

Jusqu'à cet instant, l'équipage et le contrôleur n'étaient pas conscients de la différence de leurs projets respectifs.

L'équipage a changé sa stratégie et a choisi d'effectuer une procédure VOR-TAC 05 pour éviter l'attente annoncée.

Pour écourter la procédure VOR-TAC 05, le contrôleur a proposé à l'équipage un guidage radar pour l'amener jusqu'au point ANDLO. L'équipage a accepté cette proposition.

Le guidage radar n'a pas permis à l'équipage d'aligner l'avion sur l'axe d'approche à ANDLO.

Autorisé à l'approche finale, l'équipage a entrepris la descente alors que l'avion était encore à environ dix degrés à gauche de l'axe d'approche.

La descente a débuté à 11 NM du TACAN STR c'est à dire à la distance nominale publiée.

La vitesse verticale de l'avion s'est stabilisée à 3300 ft/mn, au lieu de la valeur de 800 ft/mn environ correspondant au plan de descente conforme à la procédure publiée à la vitesse nominale d'approche.

Le mode de pilotage, utilisé pour le dernier virage et la mise en descente, était un mode de pilotage automatique "sélectionné". La référence de trajectoire n'a pas été modifiée entre le dernier virage et l'instant de l'accident et il s'agissait presque sûrement de la référence HDG-VS.

L'auto-poussée était en mode SPEED.

Au moment de l'accident l'avion était en configuration 2, avec le train sorti.

Il faisait nuit et l'avion était en conditions de vol sans visibilité.

L'avion a percuté le mont La Bloss qui culmine à 826 m (2710 ft). Le point d'impact est situé à une altitude de 799 m (2620 ft), à environ 0,8 NM à gauche de l'axe de piste, 10,5 NM du seuil de la piste 05, et 8,2 NM des stations sol VOR et TACAN STR.

Les consignes de préparation de la cabine avant l'atterrissage avaient été effectuées et tous les occupants de l'appareil étaient assis et attachés sauf un membre du personnel commercial.

Neuf personnes ont survécu à l'accident.

La balise de détresse a été détruite à l'impact.

Les opérations de recherche ont abouti à la découverte de l'avion un peu plus de quatre heures après l'accident.

CHAPITRE 3.2 - MECANISMES DE L'ACCIDENT

En analysant les mécanismes de l'accident, la commission est parvenue aux conclusions suivantes :

32.1- Du fait des ambiguïtés de la communication entre l'équipage et le contrôleur, l'équipage a modifié tardivement sa stratégie d'approche. Il s'est ensuite laissé guider par le contrôleur en relâchant son attention, notamment vis à vis de sa représentation de la position de l'avion, et a insuffisamment anticipé la préparation de la configuration de l'avion pour l'atterrissage.

32.2- Dans ce contexte, et du fait que le guidage radar effectué par le contrôleur n'a pas amené l'avion dans une position permettant au pilote en fonction d'aligner l'avion sur l'axe avant ANDLO, l'équipage a été confronté à une pointe instantanée de charge de travail pour procéder aux corrections latérales nécessaires, préparer la configuration de l'avion et le mettre en descente.

32.3 - L'événement pivot de la séquence accidentelle a alors été la mise en descente de l'avion à la distance prévue par la procédure, mais à un taux anormalement élevé de 3300 ft/mn au lieu d'environ 800 ft/mn, et l'absence de correction de ce taux anormal par l'équipage.

32.4 - La raison de l'apparition de ce taux de descente anormalement élevé n'a pas pu être déterminée par l'enquête avec certitude. Parmi toutes les hypothèses qu'elle a explorées, la commission a retenu, comme lui paraissant appeler plus particulièrement une réflexion élargie et des actions de prévention:

32.41 - les hypothèses, assez probables, d'une confusion de mode vertical (résultant soit d'un oubli de changement de référence de trajectoire, soit d'une mauvaise exécution de la commande de changement) ou d'une erreur d'affichage de la valeur de consigne (affichage machinal de la valeur numérique annoncée lors du briefing).

32.42 - l'hypothèse, très peu probable, d'une défaillance du FCU (défaillance du bouton poussoir de changement de mode ou corruption de la valeur de consigne affichée par le pilote sur le FCU avant sa prise en compte par le calculateur du pilote automatique).

32.5 - Dans toutes ces hypothèses retenues par la commission, l'accident a été rendu possible par l'absence de perception par l'équipage de l'anomalie résultante de trajectoire verticale, manifestée notamment par une vitesse verticale environ quatre fois plus forte que la valeur de référence, une assiette anormale à piquer, et une augmentation de la vitesse sur trajectoire.

32.6 - La commission attribue cette absence de perception de l'équipage aux facteurs suivants, dont l'ordre de présentation ne prétend pas établir une quelconque hiérarchie:

32.61 - un fonctionnement de l'équipage inférieur à la moyenne et caractérisé par une pauvreté notable des contrôles mutuels et des contrôles du résultat des actions déléguées aux automatismes. Cette pauvreté se manifeste en particulier par le non respect d'une bonne part des annonces prévues par le manuel d'exploitation et l'absence des contrôles de hauteur/distance prévus pour l'exécution d'une approche VOR DME;

32.62 - un climat interne à l'équipage caractérisé par une communication minimum;

32.63 - l'ergonomie de présentation des paramètres de contrôle de la trajectoire verticale, adaptée aux situations normales, mais ne possédant pas un pouvoir d'alerte suffisant pour un équipage en situation d'erreur de représentation;

32.64 - une modification tardive de la stratégie d'approche, induite par les ambiguïtés de la communication entre l'équipage et le contrôle;

32.65 - un relâchement de l'attention de l'équipage pendant la phase de guidage radar, suivi d'une pointe instantanée de charge de travail qui l'a conduit à privilégier la navigation horizontale et l'établissement de la configuration de l'avion, et à déléguer totalement la navigation verticale aux automatismes de l'avion;

32.66 - en phase d'alignement sur l'axe d'approche, une focalisation de l'attention des deux membres d'équipage sur la navigation horizontale et leur absence de surveillance de la trajectoire verticale pilotée en mode automatique;

32.67 - l'absence de GPWS et d'une doctrine d'emploi appropriée, qui a privé l'équipage d'une dernière chance d'alerte sur l'anomalie grave de la situation.

32.7 - Par ailleurs, et nonobstant l'hypothèse de défaillance du FCU, la commission considère que la conception ergonomique des commandes d'ordre de pilotage automatique dans le plan vertical a pu participer à la genèse de la situation accidentelle. Cette conception lui a semblé en effet de nature, notamment dans les cas de charge de travail instantanée importante, à accroître la probabilité de certaines erreurs d'utilisation.

CHAPITRE 3.3 - CONTEXTE DE L'EXPLOITATION

En analysant le contexte de l'exploitation du F-GGED, la commission a noté:

33.1 - les lacunes du système de retour d'expérience national et international, essentiellement dans le domaine de l'utilisation opérationnelle de l'avion. Elément essentiel pour la sécurité, ce système repose sur la collaboration active des pilotes, des compagnies, des constructeurs et de l'administration. Or, le recueil de l'information et sa diffusion y sont manifestement insuffisants;

33.2 - l'absence de réglementation nationale rendant obligatoire l'emport d'un dispositif avertisseur de proximité de sol;

33.3 - la faible expérience des deux pilotes sur le type d'avion, et l'absence de règlement ou de recommandation nationale ou internationale sur ce sujet;

33.4 - la faiblesse du contrôle technique exercé sur Air Inter par l'administration, peu en mesure de détecter d'éventuelles dérives dans l'exploitation (par exemple en matière d'annonces);

33.5 - des indices de faible stabilité dans le temps des pratiques d'annonces enseignées lors de la qualification de type;

33.6 - le petit nombre d'approches "classiques" dans les programmes de qualification de type et d'adaptation en ligne, ainsi qu'une faible pratique de ces approches en exploitation normale;

33.7 - l'inadaptation des interprétations actuelles du règlement de certification et des méthodes acceptées de démonstration de conformité associées, vis à vis des problèmes d'ergonomie de l'interface avion-équipage soulevés par la dernière génération de postes de pilotage.

CHAPITRE 3.4 - OPERATIONS DE RECHERCHE ET DE SECOURS

En ce qui concerne les opérations de recherche et de secours, la commission a noté :

34.1 - la survie de plusieurs personnes malgré l'extrême violence de l'impact;

34.2 - la destruction à l'impact de la radiobalise de détresse. Cet équipement n'a donc pu jouer aucun rôle dans les opérations de recherche;

34.3 - les mauvaises conditions météorologiques qui ont gêné les opérations de recherche;

34.4 - la longueur et la difficulté des opérations de recherche qui infirment des idées reçues concernant la facilité de découverte de l'épave d'un gros avion de transport;

34.5 - les difficultés de coordination des dispositifs de recherche et le temps nécessaire à la montée en puissance du dispositif de recherches terrestres;

34.6 - les difficultés rencontrées dans l'organisation et la conduite des opérations de secours, entraînant notamment la non intervention sur le site des équipes médicales spécialisées dans le traitement des polytraumatismes graves;

34.7 - la gêne causée aux opérations de secours par l'encombrement des routes d'accès au Mont Sainte-Odile.

CHAPITRE 4.1 - RECOMMANDATIONS RELATIVES A L'EQUIPAGE

41.1 - Information des équipages relative à la conduite du vol lors de la mise en descente.

La commission a approuvé le 20 février 1992 "les premières dispositions prises immédiatement par la DGAC pour informer les exploitants du risque de confusion entre les modes Vertical Speed et Flight Path Angle, et leur demander de vérifier la protection apportée par leurs procédures de travail en équipage, leur documentation, et la compréhension qu'en ont les équipages".

Pour expliquer la mise en descente à un taux anormalement élevé, la commission a retenu plusieurs hypothèses parmi lesquelles celle d'une commande involontaire par l'équipage, par suite d'une mauvaise conscience du mode de pilotage automatique vertical. Cette hypothèse recouvre plusieurs variantes qui ont notamment trait au choix du mode de guidage vertical, à sa commande et à son contrôle par l'équipage.

Il apparaît donc nécessaire de s'assurer que les procédures adéquates de conduite du vol sont enseignées aux équipages.

En conséquence, la commission d'enquête confirme la recommandation préliminaire du 20 février 1992 citée ci-dessus.

41.2 - Appariement des équipages

L'enquête a mis en évidence la faible expérience sur le type des deux pilotes du F-GGED (respectivement 162 heures et 61 heures pour le commandant et le copilote). Par ailleurs elle a établi un lien probable entre cette faible expérience et le fait que les pilotes n'aient pas pris conscience de l'anomalie grave de la situation verticale. Plus généralement, les statistiques d'accident et les études ergonomiques convergent pour indiquer qu'une expérience sur le type représentant environ un an d'activité est nécessaire avant que soit atteinte la pleine maturité des connaissances et des savoir-faire acquis sur les avions de nouvelle génération. La constitution d'un équipage avec deux pilotes faiblement expérimentés constitue donc un facteur d'augmentation de risque.

Lors de la mise en ligne d'un nouveau type d'avion dans une compagnie, tous les pilotes sont faiblement expérimentés. Mais ensuite il devient possible de faire en sorte que l'expérience totale de l'équipage dépasse un

certain seuil. Or la réglementation française actuelle ne comporte pas de disposition incitant ou obligeant les exploitants détenteurs d'une autorisation de transport public à tenir compte de l'expérience des pilotes sur le type pour l'appariement des équipages.

En conséquence, la commission recommande :

- que les exploitants étudient et mettent en application des méthodes de gestion des personnels navigants visant à prévenir, dans la mesure du possible, l'appariement de deux pilotes de faible expérience sur le type d'avion;

- que la DGAC, en liaison avec les autorités européennes compétentes et les instances internationales pertinentes, prenne les mesures incitatives appropriées et, le cas échéant, fasse évoluer la réglementation dans ce sens.

Note 1 :

La compagnie Air Inter a mis en vigueur depuis avril 1992 une règle d'appariement des équipages qui interdit de constituer des équipages constitués de deux pilotes "nouveaux" sur A320. Est considéré comme "nouveau" un pilote qui possède moins de 300 heures de vol sur A320, ce minimum étant porté à 500 heures si le pilote totalisait moins de 1000 heures de vol en tant que copilote ou commandant de bord avant d'arriver au secteur A320.

Note 2 :

Suite notamment à une recommandation du NTSB du 3 novembre 1988, la FAA a publié une NPRM (Notice of Proposed Rule Making) le 23 mars 1993 concernant l'expérience minimum des pilotes pour les vols effectués sous le régime de la FAR 121.

41.3 - Formation aux approches dites "classiques"

L'enquête a fait apparaître une certaine réticence de la part du commandant vis à vis d'une approche VOR-DME, ainsi que des insuffisances manifestes dans l'exécution de cette approche par l'équipage. Par ailleurs elle a fait apparaître que la formation reçue par les deux pilotes lors de leur qualification de type était plus axée vers l'étude des approches automatiques et des pannes que vers les approches "classiques". Or d'une part la conduite de ces approches peut également comporter des difficultés sur les avions de dernière génération, et d'autre part leur faible fréquence de réalisation en ligne tend à engendrer ensuite un sous-entraînement.

Cependant les critères actuels d'approbation des programmes de qualification de type ne comportent pas d'exigence particulière en matière d'approche "classique".

En conséquence, la commission recommande :

- que la DGAC incite les organismes concernés à renforcer la formation aux approches dites "classiques" sur les plans quantitatif et qualitatif par la définition d'un minimum réglementaire au niveau de la qualification de type et du programme de maintien des compétences et d'un minimum souhaitable dans le programme d'adaptation en ligne.

41.4 - Entraînement au simulateur concernant les anomalies liées aux logiciels embarqués et aux EFIS

Les analyses conduites pour tenter d'établir le scénario de l'accident ont amené à envisager des dysfonctionnements liés aux logiciels embarqués ou aux EFIS (anomalies concernant les informations VOR ou DME, la carte de navigation, le FCU, etc.). Certains de ces dysfonctionnements sont acceptés par la certification avec des critères associés au postulat que l'équipage les reconnaîtra et les traitera convenablement. Ceci suppose que les programmes de qualification de type et d'entraînement récurrent prennent convenablement en compte ces aspects.

Or les catalogues de pannes disponibles aujourd'hui sur les simulateurs de vol ne permettent pas la simulation de certaines des anomalies évoquées ci-dessus.

En conséquence, la commission recommande :

- que les programmes de formation et de contrôle soient révisés pour inclure des scénarios d'anomalies de situation spécifiques à l'utilisation des logiciels embarqués et des EFIS, et tirés du retour d'expérience;

- que les autorités concernées par l'agrément des simulateurs procèdent à une révision des catalogues de pannes proposées pour tenir compte des pannes spécifiques associées aux logiciels embarqués et aux EFIS.

41.5 - Transition entre avions classiques et avions de nouvelle génération

Les deux pilotes du F-GGED ne possédaient aucune expérience sur avion de nouvelle génération avant d'aborder leur formation sur A320. De plus leur expérience précédente concernait des avions pilotés avec un équipage à trois. La commission a estimé que ceci constituait une situation de nouveauté très importante, difficilement comparable à la découverte d'un nouveau type d'avion de même génération. Elle a noté à cet égard l'existence dans le programme de formation d'Air Inter d'un module (dit STAN) préparatoire à la qualification de type proprement dite. Elle en approuve le principe, mais a émis quelques réserves (cf § 23.134) sur sa conception très orientée vers une présentation technique théorique.

En conséquence, la commission recommande :

- que, lors de la mise en oeuvre par un exploitant d'un avion ou d'un équipement dont la conception entraîne une modification substantielle des concepts opérationnels, l'exploitant assure une formation préparatoire concernant au moins:

1) les principes de conception, l'architecture et la philosophie d'utilisation des systèmes nouveaux;

2) les effets de cette novation sur les relations internes à l'équipage, la répartition des tâches, les rapports de l'équipage à l'avion et aux équipes au sol;

- que cette formation soit appuyée sur une présentation pratique et opérationnelle des fonctions nouvelles;

- que les autorités compétentes pour l'approbation des programmes de qualification de type et des méthodes d'entraînement des équipages s'assurent de la mise en oeuvre de ces principes.

Note :

La compagnie Air Inter a décidé de modifier le contenu de son stage d'adaptation aux avions nouveaux (STAN) pour l'orienter à partir de septembre 1993 vers une présentation moins académique et plus opérationnelle des avions de nouvelle génération.

41.6 - Formation aux facteurs humains

L'analyse du comportement de l'équipage du F-GGED a mis en évidence des carences importantes dans les domaines de la communication, de la répartition des tâches, du contrôle mutuel et de la surveillance des automatismes. De

fait, la commission a considéré que le fonctionnement de l'équipage avait constitué l'un des éléments importants du mécanisme de l'accident.

La réglementation française ne comporte aujourd'hui aucune disposition relative à la formation des équipages dans le domaine des facteurs humains, et plus précisément de la gestion des ressources disponibles dans le cockpit.

En conséquence, la commission d'enquête recommande :

- que soit introduite dans les formations initiales des pilotes de transport une formation théorique et pratique aux facteurs humains, telle que spécifiée par l'Annexe 1 de l'OACI;

- que les exploitants titulaires d'une autorisation de transport public introduisent rapidement des programmes de formation complémentaire de type "CRM" (Cockpit Resource Management) pour tous leurs pilotes, si possible dès le stade de la qualification de type;

- que les autorités compétentes prennent des dispositions incitatives ou réglementaires appropriées à cette fin;

- que les contrôles de compétence effectués par les exploitants et les contrôles en vol effectués par les autorités incluent la qualité du travail en équipage dans leurs critères principaux d'appréciation.

41.7 - Réflexion générale sur les annonces à bord

L'enquête a montré que des déviations importantes par rapport aux procédures d'annonces prévues par la compagnie s'étaient produites au cours du vol de l'accident. L'analyse fait apparaître que ces absences d'annonce ont pu contribuer à affaiblir le contrôle mutuel et la conscience de chaque pilote vis à vis de la situation réelle.

Plus généralement, il semble bien que dans la pratique quotidienne de la ligne, la restitution moyenne des annonces soit dégradée par rapport aux annonces prévues, sans que l'ampleur et les raisons du phénomène

soient bien connues. Or le contrôle mutuel présente un caractère critique pour la sécurité, particulièrement sur les avions de dernière génération.

En conséquence la commission recommande:

- que soit entreprise une étude des pratiques quotidiennes en matière d'annonces, une analyse des causes de délitement des apprentissages dans ce domaine, et une recherche de méthodes et de procédures suffisamment stables dans le temps pour la surveillance des automatismes de haut niveau, ainsi que pour le contrôle mutuel au sein de l'équipage.

CHAPITRE 4.2 - RECOMMANDATIONS RELATIVES AUX DISPOSITIFS D'ALARME DE PROXIMITE DE SOL

42.1 - Point sur la réglementation relative à l'emport du GPWS

La commission a recommandé dès le 20 février 1992 que: "la réglementation française soit amendée dans les meilleurs délais pour rendre obligatoire pour des aéronefs de transport aérien l'emport d'un dispositif avertisseur de proximité du sol (GPWS) dans les mêmes conditions techniques que celles spécifiées par le paragraphe 6.15 de l'Annexe 6 à la Convention de Chicago."

Compte tenu de la décision prise par le Ministre le 24 février 1992 à la suite de cette recommandation, la compagnie Air Inter a procédé en 1992 à l'équipement de toute sa flotte en GPWS.

De plus, l'arrêté du 5 novembre 1987 relatif aux conditions d'utilisation des avions exploités par une entreprise de transport aérien a été modifié par arrêté du 12 janvier 1993. Le paragraphe cité ci-dessous a été inséré :

" Tout avion équipé de moteurs à turbine, de trente et un passagers et plus, ou de masse maximale certifiée au décollage supérieure à 15000 kg, doit être doté d'un avertisseur de proximité du sol. Ce dispositif doit être capable de générer des alarmes provenant d'un rapprochement excessif du sol, d'un taux de descente anormalement élevé, d'une perte d'altitude après décollage ou remise des gaz, et d'un écart anormal sous un faisceau de radioalignement de descente ".

L'analyse faite au § 22.36 ne conclut pas que la présence à bord d'un GPWS aurait permis d'éviter cet accident. Elle démontre toutefois que statistiquement l'emport de cet équipement est bénéfique et, qu'avec des procédures adaptées, il est très probable que l'équipage aurait réagi positivement à l'alarme.

La commission d'enquête confirme donc sa recommandation préliminaire du 20 février 1992 citée ci-dessus.

42.2 - Entraînement des équipages; Conception des procédures de circulation aérienne

Les simulations réalisées dans le cadre de l'enquête sur l'accident du F-GGED ont montré que la vitesse d'évolution de l'avion est un élément déterminant en ce qui concerne le risque de déclenchement d'alarmes intempestives susceptibles de réduire fortement la confiance de l'équipage dans ce système.

Certains vols contrôlés dans le relief ont conduit à des accidents alors même qu'un système GPWS était opérationnel à bord et avait émis une alarme suffisamment précoce. D'autres cas ont eu lieu pour lesquels le GPWS avait été mis hors service, délibérément ou à cause d'un problème de maintenance. Ceci peut résulter de causes distinctes : désintérêt à l'égard du système, méfiance vis à vis des alarmes intempestives, ou non prise en compte immédiate par l'équipage d'une alarme qui contredit son processus de réflexion à un moment donné.

L'emport de l'équipement doit donc être accompagné d'une série de mesures de nature à améliorer la définition des consignes d'utilisation des avions, à assurer l'entraînement des équipages en ce qui concerne la conduite à tenir en cas de déclenchement d'alarme, et à modifier les procédures de circulation aérienne de façon à éliminer les cas possibles d'alarmes intempestives.

En conséquence la commission recommande :

- que les compagnies aériennes développent des procédures d'utilisation de l'avion et des pratiques d'entraînement adaptées aux systèmes avertisseurs de proximité du sol;

- que les organismes de la circulation aérienne tiennent compte dans l'élaboration de leurs procédures des critères de déclenchement d'alarmes des systèmes embarqués d'avertissement de proximité du sol et que l'Instruction N°20754/DNA soit amendée en conséquence.

42.3 - Système sol d'alarme de rapprochement excessif par rapport au relief

Un système au sol né du concept MSAW (Minimum Safe Altitude Warning), déjà opérationnel dans certains pays, est en cours d'étude en France. L'objectif de ce système est de permettre à l'organisme de contrôle d'informer aussi tôt que possible l'équipage d'un aéronef en cas de rapprochement dangereux par rapport au relief.

En assurant la pluralité des moyens de détection des rapprochements dangereux par rapport au relief, la mise en oeuvre d'un tel système, devrait réduire les occurrences de "vols contrôlés dans le relief".

En conséquence, la commission d'enquête recommande :

- qu'un effort particulier soit fait pour mener à bien dans les meilleurs délais l'étude et la mise en oeuvre par les services de la circulation aérienne d'un système sol de détection du rapprochement dangereux d'un aéronef par rapport au relief, là où ce sera techniquement possible.

CHAPITRE 4.3 - RECOMMANDATIONS RELATIVES AUX ENREGISTREURS

43.1 - Normes de résistance des enregistreurs réglementaires

L'exploitation de l'enregistreur de paramètres de vol DFDR qui équipait le F-GGED s'est avérée impossible du fait de la destruction par le feu du support d'enregistrement magnétique.

Les examens réalisés ont permis d'établir que le DFDR satisfaisait aux normes en vigueur et que ce sont en fait les critères de résistance aux feux de moyenne ou basse intensité mais de longue durée pris en compte par les normes de protection (y compris les plus récentes : ED 55) qui se révèlent insuffisants. De tels feux peuvent être rencontrés, notamment lorsque la localisation du lieu de l'accident et l'acheminement des moyens de lutte contre l'incendie nécessitent plusieurs heures comme cela a été le cas pour le F-GGED.

Ce cas de destruction de la bande magnétique par un feu de basse intensité mais de longue durée n'est pas unique. Il est d'ailleurs fait mention de cas comparables dans les attendus de la recommandation émise à ce propos par le NTSB à destination de la FAA en mai 1992.

En conséquence, la commission recommande :

- qu'une étude soit entreprise par l'autorité compétente, en liaison avec les industriels et les organismes de réglementation internationaux, pour améliorer la protection des enregistreurs réglementaires contre les feux de basse intensité et de longue durée.

43.2 - Normes relatives aux paramètres de vol enregistrés

Certains paramètres de vol ont manqué à l'analyse de l'accident pour en appuyer le scénario sur des éléments directs.

Les nouvelles normes (ED 55) prévoient leur enregistrement pour l'essentiel, mais elles n'ont été rendues applicables par l'arrêté du 12 janvier 1993 modifiant l'arrêté du 5 novembre 1987, qu'aux avions effectuant leur premier vol après le 31 décembre 1994. De ce fait, si aucune action réglementaire complémentaire n'est entreprise, un grand nombre d'avions dotés d'un DFDR

satisfaisant aux normes précédentes (TSO-C51) risquent de conserver cet équipement qui s'avère être insuffisant.

En conséquence, la commission recommande :

- que la DGAC étudie, en liaison avec les organismes de réglementation internationaux, des modalités d'extension de cette nouvelle réglementation aux aéronefs soumis à l'obligation d'emport de cet équipement et ayant effectué leur premier vol avant le 1er janvier 1995.

43.3 - Normes relatives à la qualité d'écoute des CVR

L'écoute du CVR du F-GGED a nécessité de nombreuses études, du fait de la faible intelligibilité des conversations de l'équipage, enregistrées par le microphone d'ambiance générale.

L'utilisation des microphones permanents (hot mike) par les équipages, notamment dans les phases de départ et d'arrivée, apporte une solution à ce problème.

La commission renouvelle donc des recommandations déjà émises sur ce sujet par d'autres commissions d'enquête et par le Bureau Enquêtes-Accidents et recommande:

- que l'utilisation de microphones permanents (hot mike), pour les avions qui en sont équipés, soit rendue obligatoire dans les phases de départ et d'arrivée du vol;

- que soient poursuivies les études visant à l'amélioration de l'enregistrement de l'ambiance dans le poste de pilotage, de façon notamment à assurer une meilleure intelligibilité des conversations des membres de l'équipage de conduite.

43.4 - Enregistrement d'informations visuelles

Actuellement les informations visuelles telles que celles fournies sur les écrans de pilotage, de navigation et de surveillance du fonctionnement de l'avion, ainsi que les gestes et les communications non verbales entre les membres d'équipage, ne sont pas enregistrés. L'absence d'enregistrement des informations visuelles a fait défaut pour établir avec certitude le scénario de l'accident du F-GGED.

Les aspects liés à l'analyse des informations visuelles fournies à l'équipage de même que ceux liés à l'ergonomie du poste de pilotage et au travail en équipage deviennent primordiaux dans les enquêtes.

En conséquence, la commission recommande :

- que soit étudié l'enregistrement sur support protégé d'images des planches de bord du poste de pilotage, ces images étant synchronisées avec les autres enregistrements réglementaires.

43.5 - Enregistrement des informations radar d'approche

Les informations du radar d'approche de Strasbourg n'étaient pas enregistrées. L'absence d'enregistrement de ce radar a empêché de disposer de l'image des pistes fournies par cette station au contrôleur d'approche de Strasbourg.

En France, neuf centres de contrôle d'approche disposent d'un système d'enregistrement de leur radar local. Le fait de disposer d'un tel système permet d'affiner la connaissance et l'analyse des conditions dans lesquelles sont rendus les différents services de la circulation aérienne et d'améliorer les recherches en cas de besoin.

En conséquence, la commission recommande :

- que tous les centres de contrôle d'approche utilisant un moyen radar local soient équipés d'un système d'enregistrement et de restitution rapide des informations fournies par ce radar.

43.6 - Coordination des procédures administrative et judiciaire

Dans son analyse sur la coordination des procédures administrative et judiciaire, notamment vis à vis des enregistreurs, la commission d'enquête a noté que, dans le cas de cet accident, les indices essentiels avaient été retrouvés et exploités. Mais elle a relevé à cet égard l'inadéquation du cadre institutionnel établi par l'instruction interministérielle du 3 janvier 1953.

Il lui apparaît en effet que le cadre actuel et l'évolution des pratiques qui privilégient la rigueur de l'acte judiciaire peuvent avoir des effets néfastes sur la préservation de certains indices essentiels comme les enregistreurs. Or il ne serait d'aucune utilité, pour l'analyse des causes d'un accident, ni même pour la

recherche des responsabilités, de saisir dans la rigueur formelle des indices dont la préservation n'aurait par ailleurs pas été assurée.

En conséquence, la commission d'enquête recommande :

- que soient étudiés le cadre juridique et les modalités dans lesquels devrait s'inscrire l'action de l'enquêteur technique, de façon à lui permettre de procéder à des actes de préservation immédiate des indices au bénéfice des enquêtes administrative et judiciaire.

**CHAPITRE 4.4 - RECOMMANDATIONS RELATIVES A L'ERGONOMIE DE
L'INTERFACE AVION-EQUIPAGE**

et

**RECOMMANDATIONS RELATIVES A LA CERTIFICATION
DES SYSTEMES DE PILOTAGE AUTOMATIQUE**

**44.1 - Modification de l'ergonomie du poste de pilotage de
l'A320**

L'enquête a montré que les scénarios les plus probables de l'accident impliquent une erreur dans la commande de la descente effectuée par le pilote par l'intermédiaire du FCU. En particulier une confusion entre les modes VS et FPA est apparue comme probable à la commission. Tous les scénarios impliquent par ailleurs une non reconnaissance par l'équipage de la très forte anomalie de trajectoire verticale résultante.

La commission a eu pleine conscience de la part prise dans la genèse de cette situation par les carences qu'elle a constatées dans la performance de l'équipage, notamment dans les domaines du contrôle mutuel et de la surveillance des automatismes. Au terme de sa réflexion, la commission considère cependant qu'on ne peut pas du tout exclure le renouvellement de contextes perturbateurs susceptibles de dégrader de façon comparable la rigueur des contrôles mutuels au sein d'un équipage, quel que soit le niveau de formation.

Par ailleurs, la réflexion menée par la commission l'a conduite à considérer que la conception ergonomique de la commande concernée du pilote automatique a pu participer à la genèse de la situation accidentelle: cette conception lui a semblé de nature à favoriser certaines confusions susceptibles d'entraîner un résultat catastrophique si elles ne sont pas détectées, alors que la symbologie du PFD n'offre pas les meilleures chances d'une telle détection.

La commission d'enquête confirme donc et précise sa recommandation préliminaire du 20 février 1992 concernant la conception de l'interface avion-équipage relative aux modes verticaux du pilotage automatique sur A320.

En conséquence, la commission d'enquête recommande pour l'A320 :

- que la valeur cible de VS ou de FPA soit affichée sur le PFD pour mise en cohérence avec la philosophie fondamentale d'utilisation enseignée (commande effectuée au FCU, contrôle de l'ordre et de son résultat sur le PFD);

- que l'affichage de la fenêtre FCU correspondant aux valeurs cibles de vitesse verticale ou d'angle de trajectoire soit modifié au profit d'une expression non ambiguë dans les unités courantes;

Elle recommande également que, dans la mesure du possible:

- soient renforcés sur le PFD la différence des symbologies respectives associées aux références HDG-VS et TRK-FPA ainsi que la lisibilité et le pouvoir d'alerte des informations de vitesse verticale.

44.2- Représentation des modes de pilotage automatique des avions de nouvelle génération

Dans le cadre de son analyse de cet accident, la commission a été amenée à constater des insuffisances dans l'efficacité de la présentation à l'équipage des différents modes actifs, des références utilisées, des actions en cours et des cibles poursuivies, pour les dispositifs de pilotage automatique, notamment dans le plan vertical. Tout particulièrement, la commission a estimé que l'ensemble des informations présentées ne comportait pas un pouvoir d'alerte élevé pour un équipage qui a une représentation mentale instantanée erronée concernant l'état de ces automatismes.

Or en pratique, bon nombre des observations faites par la commission valent à un degré ou un autre pour l'ensemble des avions de nouvelle génération, qui utilisent globalement, ne serait-ce que pour des raisons de standardisation, les mêmes techniques d'affichage de l'information, la même répartition de l'information, les mêmes principes ergonomiques (ex: signalisation des modes par un affichage alphanumérique de petite taille, qui exige une lecture en vision centrale et un décodage cognitif de niveau élevé). La commission a finalement l'impression que des ensembles symbologiques faiblement discriminatoires sont associés à des fonctions dont les actions et interactions sont complexes.

En conséquence la commission recommande que pour l'ensemble des avions de nouvelle génération:

- une réflexion soit engagée par les autorités et organismes compétents en vue d'améliorer, de manière standardisée au plan international, la présentation et la symbologie des affichages et des informations relatives aux différents modes de pilotage automatique actifs, notamment dans le plan vertical.

44.3 - Rééquilibrage des informations horizontales et verticales

L'analyse a amené la commission d'enquête à constater une forte focalisation de l'équipage sur la navigation latérale durant la phase d'approche intermédiaire, au détriment de la surveillance de la trajectoire verticale. La commission a analysé les facteurs conjoncturels susceptibles d'avoir provoqué cette focalisation. Elle a également retenu l'idée que la présentation même des informations de position sur les écrans cathodiques était de nature à favoriser ou à prolonger une telle focalisation.

La commission constate en effet que la richesse et le niveau de synthèse des informations présentées dans le plan horizontal sur l'écran de navigation (positionnement analogique direct par rapport à une carte du monde pertinent) n'a pas son équivalent dans le plan vertical (pas de représentation du profil planifié ni des contraintes de sécurité: altitudes de sécurité, obstacles déterminants, reliefs). Ce phénomène semble propre à tous les avions dotés d'une instrumentation à écrans cathodiques et notamment d'un FMS sans profil vertical.

En conséquence, la commission recommande :

- que soient étudiés les moyens permettant de rétablir sur les avions de nouvelle génération un meilleur équilibre dans la présentation des informations de position horizontale et verticale en renforçant ces dernières (ex: représentation du profil vertical planifié, figuration topographique, figuration des altitudes de sécurité), et en développant les moyens annexes permettant d'accentuer la conscience de l'équipage vis à vis de sa situation verticale (ex : annonces automatiques de hauteurs significatives franchies en descente avant la phase d'approche finale).

44.4 - Certification de l'ergonomie des postes de pilotage

En étudiant le processus de certification de l'A320 en ce qui concerne les aspects ergonomiques de l'interface avion-équipage, la commission a constaté que les autorités de certification concernées avaient établi des bases de certification comportant plusieurs conditions spéciales et moyens acceptables de conformité supplémentaires par rapport au règlement JAR 25 et ACJ 25. Elle a également constaté qu'un effort particulier avait été consacré aux évaluations correspondantes lors des essais en vol ou en simulateur effectués pour le compte de la certification.

Malgré cela, la commission a été amenée à considérer dans le cadre de son analyse de l'accident du F-GGED que certains aspects de la conception de l'ergonomie du FCU et de l'instrumentation de l'avion avaient constitué un facteur contributif au développement du mécanisme de l'accident, et que ce mécanisme était susceptible de se reproduire.

En conséquence, la commission d'enquête recommande :

- qu'il soit procédé à l'étude des méthodes par lesquelles les constructeurs pourraient, le plus en amont possible dans le processus industriel, obtenir les meilleures informations sur les comportements probables des utilisateurs face aux novations susceptibles d'entraîner des conséquences importantes au plan ergonomique;

- que les autorités de certification entreprennent une révision du règlement de certification des avions de transport pour préciser les objectifs et les critères de certification concernant l'ergonomie des postes de pilotage (en particulier celle des interfaces entre l'équipage et les automatismes de haut niveau) et son impact sur la sécurité du vol, en prenant en compte les probabilités d'erreur humaine associées;

- que les moyens acceptables de démonstration de conformité associés préconisent des protocoles expérimentaux tenant compte des acquis les plus récents de l'ergonomie.

44.5 - Recommandations concernant les systèmes de pilotage automatique

En septembre 1992, un dysfonctionnement d'un FCU a été identifié. Il se caractérisait par la corruption, lors de son transfert au calculateur du pilote automatique (FMGC), d'une valeur de consigne affichée au FCU. Les autorités françaises de certification ont informé les exploitants d'A320 français ainsi que les autorités de tutelle des exploitants étrangers en leur demandant de mettre en garde leurs équipages contre le risque de tels dysfonctionnements, et de définir une procédure opérationnelle adaptée. Du point de vue technique, des mesures ont également été prises, qui ont consisté à accroître la sévérité des tests de réception des composants électroniques incriminés, et à définir une nouvelle version de FCU fabriquée avec des composants plus résistants.

La commission a analysé ce cas de corruption de valeur cible affichée au FCU, et a considéré qu'un tel scénario était très peu probable dans le cas de l'accident.

Cependant, en rapprochant une telle hypothèse des circonstances de l'accident, et plus généralement du contexte d'une approche "classique", la commission s'est interrogée, dans le cadre des critères de certification appliqués, sur la probabilité de non détection par l'équipage de pannes non auto-surveillées du pilote automatique en approche.

En conséquence, la commission d'enquête recommande pour les critères de certification des pilotes automatiques que, dans l'environnement opérationnel des approches dites "classiques",

- soient réévaluées les probabilités d'occurrence des pannes d'un mode vertical de pilotage automatique, non détectées par le système, ainsi que leurs probabilités et délais de détection et correction par l'équipage, notamment en situation dynamique;

- que soient réévaluées les répercussions de telles pannes non détectées ou non corrigées par l'équipage en phase d'approche finale, et que soit vérifiée la cohérence de leurs effets ainsi estimés avec le niveau de risque pris en compte dans le processus de certification.

44.6 - Contrôle de qualité des logiciels du DME Collins-700-020

Dans le cadre de l'enquête relative à l'accident du F-GGED, la commission a fait procéder à l'examen des mémoires non volatiles des deux équipements de mesure de distance (DME) Collins-700-020 de l'avion. L'hypothèse d'occurrence d'un des modes de dysfonctionnement connus à ce jour sur ces équipements a pu être réfutée à partir des éléments techniques disponibles.

Toutefois cet examen a mis en évidence des anomalies qui auraient pu être évitées par application de procédures de vérification et de test des logiciels telles que celles décrites par les normes RTCA DO 178 A et EUROCAE ED 12 A.

A la suite des constats effectués sur le logiciel en cause, le Bureau Enquêtes-Accidents a recommandé que "les moyens jugés nécessaires soient mis en place pour éliminer les défauts du DME Collins-700-020". Les autorités de certification française et américaine ont engagé une procédure de contrôle de qualité. Les premières conclusions de ce contrôle ont confirmé les insuffisances de ce logiciel et la nécessité de les pallier. Elles ont été communiquées à l'équipementier qui s'est engagé à définir les corrections nécessaires avant la fin de l'année 1993.

Parallèlement, l'autorité de certification française a rendu obligatoire l'application à tous les appareils inscrits sur le registre français, des modifications préconisées par l'équipementier pour corriger les défauts identifiés de ces équipements. L'autorité de certification américaine a engagé de son côté un processus identique.

La commission prend acte des mesures prises et ne formule pas de recommandation complémentaire.

CHAPITRE 4.5 - RECOMMANDATIONS RELATIVES A LA SURVIE

45.1 - Certification et utilisation des ceintures de sécurité

La commission a constaté que les lésions subies par les victimes avaient été causées dans un grand nombre de cas par le choc contre le dossier du siège placé devant chaque passager ou par sa ceinture de sécurité.

Les règlements de certification prévoient que dans des conditions de décélération spécifiées (celles d'un crash mineur), les sièges et les ceintures de sécurité doivent être tels que leurs occupants ne souffrent d'aucune blessure grave.

La commission est consciente que les contraintes subies lors de l'impact ont été largement supérieures aux contraintes envisagées par le règlement de certification. Toutefois la présence de survivants suggère que des enseignements puissent être malgré tout tirés de cet accident. En particulier, la nature des lésions subies par les victimes a amené la commission à s'interroger sur l'intérêt du harnais de sécurité.

Elle a noté que de nouvelles exigences réglementaires avaient été introduites depuis la certification de l'A320, pour renforcer la protection des passagers en cas d'atterrissage d'urgence. Cependant elles ne prévoient pas d'obligation d'emploi de harnais de sécurité.

En conséquence, la commission recommande:

- que les études d'amélioration des exigences réglementaires dans le domaine de la protection des passagers en cas d'atterrissage d'urgence soient poursuivies et que soit notamment étudié l'intérêt d'une obligation d'emploi de harnais de sécurité.

45.2 - Conditions d'installation de la RBDA

L'enquête a montré que la RBDA avait été détruite à l'impact et que cet équipement n'avait en conséquence pu jouer aucun rôle dans la recherche de l'épave qui s'est révélée longue et difficile, contrairement aux idées communément admises vis-à-vis d'un accident de gros avion de transport.

L'enquête a également montré que les conditions d'homologation et d'installation de cet équipement en vigueur le jour de l'accident ne correspondaient pas aux exigences habituelles en transport public et devaient être

renforcées. C'est pourquoi la commission a présenté au Ministre dès le 20 février 1992 une recommandation préliminaire sur ce point.

La commission constate que cette recommandation a été suivie d'effet et que les conditions d'homologation et d'installation de cet équipement ont été modifiées par arrêté du 12 janvier 1993. Elle note toutefois que les méthodes de vérification de la conformité des installations à cette réglementation modifiée n'ont pas encore été mises à jour dans les documents SFACT et STNA pertinents et que, notamment, les conditions de vérification de la puissance rayonnée ne sont pas précisées.

En conséquence, la commission recommande :

- que les méthodes de vérification de la conformité des installations RBDA avec la nouvelle réglementation soient mises à jour dans les documents pertinents du SFACT et du STNA et qu'y soient notamment précisées les exigences et les conditions de mesure de la puissance rayonnée.

Par ailleurs, le renforcement des performances de résistance et de rayonnement des balises de détresse n'a de sens que si les organismes de recherche sont dotés des moyens nécessaires à leur utilisation. Il est important à cet égard que soit pleinement utilisée la complémentarité des méthodes de repérage disponibles: radiogoniométrie terrestre (radio-amateurs), repérage par satellite, mais également radiogoniométrie aérienne.

En conséquence la commission recommande:

- qu'il soit procédé à un inventaire et à une réévaluation éventuelle des moyens aériens utilisables par les RCC de façon à ce que ces organismes puissent mettre en oeuvre, dans la demi-heure qui suit le déclenchement d'une phase DETRESFA, un moyen aérien équipé d'un détecteur radioélectrique et capable d'opérer de jour et de nuit.

45.3 - Organisation des recherches

L'analyse a mis en lumière un certain nombre d'imperfections dans les dispositifs de recherches préétablis, auxquelles la commission pense qu'il serait nécessaire de remédier.

En conséquence, la commission recommande :

- que soit étudiés et mis en oeuvre des systèmes et des procédures de restitution rapide des trajectoires radar et des radio-communications enregistrées dans les organismes de contrôle civils et militaires, afin que ces éléments puissent être communiqués au RCC compétent dans la demi-heure qui suit le déclenchement d'une phase d'urgence;

- que des directives soient établies pour qu'il soit procédé à un réexamen de tous les plans SATER en vigueur, compte-tenu des enseignements tirés de cet accident et en particulier sur les points suivants :

. modalités de mise en place et de montée en puissance du PC opérationnel;

. modalités d'engagement des effectifs sur le terrain;

. remontée des informations du terrain vers le PC fixe et vers le RCC.

45.4 - Organisation des secours

La commission constate que les équipes médicales spécialisées dans le secours (SAMU) ne sont en fait pas intervenues sur le site. Les interventions médicalisées ont été le fait, soit d'équipes militaires rodées à intervenir sur le terrain, soit de médecins civils, les unes et les autres en dehors de tout cadre organisé. La commission s'est également interrogée sur les conditions d'évacuation de certains blessés graves, notamment vis à vis de leur traitement primaire sur le site avant évacuation. La commission n'a pas été en mesure de conclure sur ce point, mais il lui a semblé que certaines améliorations du dispositif de secours devraient être étudiées.

En conséquence, la commission recommande :

- que les directives appropriées soient établies pour qu'il soit procédé à une révision des Plans

Rouge, compte tenu des enseignements tirés de cet accident et en particulier sur les points suivants:

- . constitution immédiate et envoi rapide dans le polygone de recherche puis sur les lieux de l'accident d'un premier échelon médical spécialisé dans le secours et le traitement des polytraumatismes;
- . renforcement de la coordination entre la direction des recherches, la direction des secours et la direction médicale des secours;
- qu'il soit procédé à une vérification, et éventuellement à une mise à jour, des programmes de formation et des consignes opérationnelles données aux personnels d'intervention et de secours, en ce qui concerne les conditions de soins et d'évacuation à donner à des blessés graves sur le site d'un accident.

45.5 - Organisation de la communication et contrôle d'accès au site de l'accident

La commission a relevé que les difficultés de circulation sur les routes d'accès au Mont Saint-Odile, si elles ne paraissent pas avoir ralenti les opérations de recherche, ont constitué une gêne certaine pour les opérations de secours. Elle a noté que ces difficultés pouvaient provenir des modalités de gestion de la communication sur l'accident et des conditions de mise en place des mesures de contrôle d'accès au site. A contrario, la participation des organes de communication et du public peut être parfois demandée pendant la phase de recherche. C'est un sujet difficile pour lequel n'existe pas de dispositions particulières dans les plans préétablis.

En conséquence, la commission recommande :

- qu'une réflexion soit engagée avec le concours des professionnels de la communication sur les modalités de gestion de la communication en cas d'accident;
- que les principes de mise en place des mesures de contrôle d'accès au site d'un accident ou à la zone des recherches soient étudiés par les services compétents et soient, le cas échéant, inclus dans les plans appropriés.

4.6 - RECOMMANDATIONS RELATIVES AUX PROCEDURES DE CIRCULATION AERIENNE

46.1 - Procédures d'approche dérogatoires

La procédure VOR DME 05 en vigueur à Strasbourg à l'époque de l'accident comporte trois caractéristiques dérogatoires aux termes de l'Instruction N°20754/DNA du 12 octobre 1982 relative à l'établissement des procédures de départ, d'attente et d'approche aux instruments.

L'examen des conditions dans lesquelles s'est déroulée l'approche a montré que l'appareil est sorti du virage de procédure en aval du repère d'approche intermédiaire et qu'en conséquence ce segment ménagé pour permettre la réduction de la vitesse de l'avion et sa mise en configuration pour l'approche finale a été tronqué.

En toute rigueur donc, l'appareil n'ayant pas emprunté la totalité du segment d'approche intermédiaire, les caractéristiques dérogatoires de ce segment n'ont pas lieu d'être réexaminés.

Pourtant, la rapidité avec laquelle ont été réalisées les actions nécessaires à la préparation de l'avion en fin de virage de procédure, aurait probablement pu être tempérée par l'exécution d'un palier après sortie du virage.

Ceci suggère que l'existence d'un palier en approche intermédiaire est, en termes de sécurité, un élément important dans la définition d'une procédure d'approche VOR DME.

En conséquence, la commission recommande:

- que les services de la circulation aérienne réexaminent toutes les dérogations accordées lors de l'établissement des procédures d'approche, notamment en cas d'absence de palier sur le tronçon d'approche intermédiaire;

- que, dans le cas où aucune solution non dérogatoire n'est possible, ces services veillent à informer les usagers de l'existence d'une procédure dérogatoire et des caractéristiques de la dérogation accordée;

- que les exploitants et les services de la circulation aérienne veillent, chacun en ce qui le concerne, à informer de façon appropriée les

équipages et les contrôleurs de la circulation aérienne de l'existence et des caractéristiques de telles dérogations.

46.2 - Information des équipages relative à la conduite du vol lors de la mise en descente en approche

L'examen des circonstances dans lesquelles a été commandée la mise en descente montre que l'appareil se trouvait alors à environ 10° de l'axe d'approche. La commission n'a pas retenu ce fait comme pouvant être à l'origine de la collision du FGED avec le relief, mais souhaite mettre l'accent sur l'importance qu'il revêt en termes de sécurité de la conduite du vol.

En effet, du fait du principe de protection d'une approche VOR DME, le document 8168 de l'OACI préconise que la descente sur la trajectoire de rapprochement ne soit pas engagée tant que la déviation de l'aiguille de l'indicateur VOR est supérieure à la moitié de l'échelle, ce qui correspond à une déviation de 5°.

Il n'existe pas de réglementation stipulant explicitement les consignes de pilotage applicables dans l'exécution d'une procédure d'approche aux instruments. En France, les textes relatifs à l'établissement et à l'utilisation des procédures d'approche aux instruments sont l'Instruction N°20754/DNA et le "Mémento à l'usage des utilisateurs des procédures d'approche et de départ aux instruments". Ce second document a essentiellement pour but de présenter aux utilisateurs les principes de base et les hypothèses retenus pour la construction des procédures, de manière à en dégager certaines règles d'exécution des manoeuvres à effectuer. Il en ressort notamment des tolérances de pilotage dont le respect garantit le maintien de la trajectoire de l'avion dans le volume de protection de l'approche.

En conséquence, la commission recommande :

- que les organismes de formation et les exploitants s'assurent que les méthodes de pilotage adoptées soient compatibles avec les seuils de tolérances de pilotage pris en compte dans l'Instruction N°20754/DNA relative à l'établissement des procédures de départ, d'attente et d'approche aux instruments.

46.3 - Formation au guidage radar et à la phraséologie associée

Le contrôle d'approche de Strasbourg a fourni un guidage radar à l'équipage du F-GGED sur une portion de son approche VOR DME. L'examen de ce guidage et de la phraséologie utilisée par le contrôleur a montré que d'une part ce guidage n'avait pas permis à l'équipage de passer à la verticale du repère d'approche intermédiaire et que d'autre part, à plusieurs reprises, les informations de position n'étaient pas formulées conformément à la phraséologie réglementaire et pouvaient poser des problèmes d'interprétation.

L'analyse faite au § 22.6 montre que les instructions de route fournies à l'équipage dans le cadre du guidage radar ont contribué à écourter le segment d'approche intermédiaire prévu dans la définition de la procédure d'approche pour la préparation de l'avion à l'approche finale. Elles ont également pu contribuer aux difficultés de capture de l'axe d'approche qu'il a éprouvées. Ceci a pu influencer sur le comportement de l'équipage et l'inciter, au moins momentanément, à une précipitation dans l'exécution des commandes nécessaires à la préparation de l'avion et à la mise en descente.

La commission note que l'évolution de la réglementation relative au guidage radar en approche traite cet aspect en garantissant à priori l'exécution d'un palier avant la mise en descente pour l'approche finale. Le RCA 3-121 daté du 16 mars 1992 et applicable à partir du 2 avril 1992 stipule entre autres critères que "le guidage fourni doit permettre aux aéronefs d'effectuer sur l'axe un palier d'au moins 30 secondes avant d'intercepter le plan de descente nominal".

En ce qui concerne la phraséologie employée pour informer les équipages de leur position radar, l'arrêté du 7 septembre 1984 précise la formulation qui doit être employée. Bien que l'analyse faite au § 22.6 n'ait pas mis en relief une interprétation erronée de la part de l'équipage, la commission estime qu'un effort particulier de rigueur dans la phraséologie utilisée est nécessaire.

En conséquence, la commission recommande :

- que les services de la circulation aérienne consacrent un effort particulier à la formation des personnels du contrôle de la circulation aérienne et à leur entraînement aux procédures et à la phraséologie à utiliser lors de la fourniture d'un guidage radar;

- que ces services vérifient que la phraséologie réglementaire associée au guidage radar d'un avion vers l'axe d'approche finale est d'une part cohérente avec les principes établis par la nouvelle réglementation, et d'autre part exempte de toute ambiguïté, notamment pour l'équipage;

- que l'utilisation de termes tels que "travers droit" ou "travers gauche" pour indiquer à un équipage sa position par rapport à un repère soit éliminée de la pratique.

46.4 - Contenu et mise à jour des messages ATIS

Pour préparer son arrivée à Strasbourg, l'équipage du F-GGED a utilisé les informations diffusées par l'ATIS de Strasbourg (ATIS : Service automatique d'information de région terminale).

A l'époque de l'accident, les consignes d'exploitation de l'ATIS figuraient dans l'Instruction N°10140/DNA du 28 février 1984.

L'examen du contenu des messages reçus par l'équipage et des heures auxquelles ces messages ont été diffusés montre d'une part que le message Novembre enregistré à 16h était encore diffusé à 17h56, et d'autre part que la procédure d'approche à prévoir n'était pas indiquée.

En ce qui concerne le premier point, l'instruction en vigueur à l'époque de l'accident stipulait que "dans tous les cas, un renouvellement horaire minimum du message ATIS est impératif afin de garantir la crédibilité de l'information. En tout état de cause, tout message datant de plus d'une heure devra être considéré comme périmé et ne devra plus être diffusé". Le renouvellement de l'ATIS n'a donc pas été effectué selon les dispositions de la réglementation en vigueur.

En ce qui concerne le second point évoqué, la réglementation applicable à l'époque de l'accident ne prévoyait pas que soit indiquée la procédure d'approche à prévoir. Or l'analyse effectuée au § 22.62 montre que le fait d'informer l'équipage de la procédure à prévoir aurait très probablement clarifié la situation. La commission d'enquête note que l'évolution de la réglementation apporte une solution à ce problème en intégrant dans la liste des éléments du message ATIS le type d'approche à prévoir (voir l'instruction N° 10120/DNA, et le RCA 3.76 du 16 mars 1992).

En conséquence, la commission recommande :

- qu'un effort particulier soit fait par les services de la circulation aérienne pour que l'exploitation de l'ATIS soit assurée conformément à la réglementation.

46.5 - Identification des procédures d'arrivée

L'analyse faite au § 22.62 montre qu'en l'absence de précision concernant le trajet d'arrivée à suivre, plusieurs possibilités pouvaient être envisagées par l'équipage du F-GGED. En effet, la formule "arrivée standard à Strasbourg" utilisée par le contrôleur du centre régional de la navigation aérienne n'apportait pas l'information qui aurait probablement contribué à clarifier la situation.

A l'époque de l'accident le seul moyen d'informer précisément l'équipage aurait consisté en l'énumération des points du trajet à suivre.

L'examen des cartes des procédures d'arrivée à Strasbourg montre que depuis le 25 juin 1992 les trajets d'arrivée sont nommés. Ceci apporte une solution au problème posé.

En conséquence, la commission recommande :

- que les services de la circulation aérienne s'assurent que tous les trajets de départ et d'arrivée en région terminale de contrôle sont désignés et publiés conformément aux recommandations de l'OACI et que ces désignations sont utilisées lors de la délivrance des clairances.

**CHAPITRE 4.7 - RECOMMANDATION RELATIVE A L'EXERCICE
DE LA TUTELLE DE L'ETAT**

Dans son analyse du contexte d'exploitation du F-GGED, la commission a été amenée à constater la faiblesse du contrôle effectué par les services concernés de la DGAC sur l'application de la réglementation opérationnelle et le niveau professionnel des équipages en ce qui concerne Air Inter. Ce constat, qui peut probablement être étendu aux autres grandes compagnies, tient tant à des raisons structurelles qu'à des problèmes de moyens. Il est préoccupant puisque de ce fait les dérives éventuelles sont mal mises en évidence.

En conséquence, la commission d'enquête recommande :

- que soient définies et appliquées des modalités et une périodicité pour l'inspection, le contrôle d'exploitation et le contrôle en vol des grandes compagnies aériennes;

- qu'il soit procédé à une réévaluation des moyens consacrés par la DGAC à cette mission et à la mise en place de procédures d'utilisation de ces moyens, afin que tous les services compétents soient en mesure d'effectuer les contrôles nécessaires à une fréquence adaptée.

CHAPITRE 4.8 - RECOMMANDATIONS RELATIVES AU RETOUR D'EXPERIENCE

48.1- Réorganisation du dispositif réglementaire français de traitement des incidents

Dans le cours de ses recherches concernant de possibles incidents analogues aux scénarios explorés par l'enquête, la commission s'est rendu compte des limites évidentes du système actuel de retour d'expérience tant au plan international que national. En examinant en particulier le dispositif réglementaire français de traitement des incidents, elle a estimé que son organisation et ses moyens actuels n'en permettaient pas un fonctionnement efficace.

En conséquence la commission recommande:

- que le dispositif réglementaire français et les procédures de traitement des incidents soient refondus dans le but d'organiser plus efficacement le retour d'expérience pour les besoins de la sécurité aérienne, notamment pour ce qui est des incidents de nature opérationnelle.

48.2 - Systèmes d'analyse systématique des paramètres de vol enregistrés

Dans le cours de ses recherches concernant de possibles incidents analogues aux scénarios explorés par l'enquête, la commission s'est rendu compte que seuls les systèmes d'analyse systématique des paramètres de vol enregistrés étaient à la fois en mesure de détecter certaines anomalies de déroulement du vol non perçues par l'équipage, et en mesure de fournir les éléments d'une investigation suffisamment précise et approfondie pour permettre la compréhension de l'incident. La commission a cependant noté que ce résultat n'était possible que sous la double condition que toute anomalie importante fasse l'objet d'une analyse opérationnelle, et que le système ne soit pas fermé vis à vis de l'extérieur de la compagnie concernée.

En conséquence la commission recommande:

- qu'au plan national et international les autorités de l'aviation civile prennent, vis à vis des exploitants de transport aérien public relevant de leur autorité, des dispositions visant à:

. étendre la pratique d'une analyse systématique par l'exploitant des paramètres de vol enregistrés;

. systématiser une analyse approfondie, notamment au plan opérationnel, par un service spécialisé de l'exploitant, des anomalies importantes ainsi détectées;

. organiser sous des formes appropriées, en respectant notamment les contraintes de confidentialité des informations et d'anonymat, la communication des résultats de ces analyses aux autorités de tutelle, au constructeur, et aux autres exploitants.

Boeing 737-204, HP-1205CMP, accident at
Cerca de Tucutí, Darién, Panama, on 6 June 1992.
Report released by the Directorate of Civil Aviation, Panama.

1. INFORMACION DE LOS HECHOS

1.1. Historia del Vuelo

El 6 de junio de 1992, alrededor de las 0200 UTC, el Vuelo de COPA 201, HP-1205 CMP, un Boeing 737-204 Avanzado, operando un vuelo de itinerario de pasajeros sin escalas del Aeropuerto Internacional de Tocumen, República de Panamá, a Cali, República de Colombia, experimentó una pérdida de control la cual resultó en falla estructural en vuelo, y se estrelló en la selva del Darién a unas 100 millas náuticas(m.n.) al sureste de la Ciudad de Panamá. A bordo de la aeronave se encontraban 2 pilotos, 5 sobrecargos, y 40 pasajeros, todos los ocupantes resultaron fatalmente heridos.

El vuelo 201 partió de la pista 21L en el Aeropuerto Internacional de Tocumen a la 01:36 UTC. La primera parte de la ruta del vuelo fue el radial de 149 grados desde el VOR de Taboga. Posterior al despegue, la tripulación de vuelo hizo contacto inicial con Panamá Centro a las 01:37 UTC y solicitó un rumbo de 120° grados a fin de rodear un área extensa de mal tiempo situada en el Golfo de Panamá.

Poco después, la tripulación de vuelo solicitó una desviación a la izquierda a 090° grados y el controlador aprobó la solicitud.

El plan de vuelo indicaba una altitud solicitada de nivel de vuelo 270, sin embargo, el FL 270 no estaba disponible debido a que otra aeronave con rumbo sureste volaba a esa altitud. El controlador informó a la tripulación que tanto FL 250 como FL 290 se encontraban disponibles. La tripulación eligió ascender a una altitud en ruta de FL 250.

A las 01:45, 9 minutos después del despegue, la tripulación de vuelo informó al controlador su deseo de interceptar la aerovía (A321) y el controlador aprobó su solicitud.

A las 01:46, la tripulación le solicitó al controlador información adicional sobre las condiciones climatológicas a lo largo de su ruta de vuelo. El controlador les informó que el mal tiempo se encontraba intenso de 30 a 50 millas de su posición de radar, y que de 50 a 60 millas de su antena de radar, aparecía disperso. También les explico que no podía disponer de información climatológicas más allá de 60 millas, ya que, más allá de dicha distancia, la antena de radar sólo podía mostrar blancos secundarios (señales de respondedor de aeronaves) de radar.

A las 01:48, la tripulación de vuelo reportó estar nivelado a FL 250; ésta fue la última transmisión conocida recibida por el controlador del vuelo CMP 201.

Oficiales de operaciones de COPA reportaron que la persona que hizo las transmisiones de radio en la frecuencia de la compañía era el capitán, lo cual, por prácticas de la compañía, indica que el primer oficial piloteaba la aeronave.

A las 01:57, el controlador transmitió al CMP 201 que había perdido contacto de radar, el controlador hizo varios intentos fallidos por contactar al vuelo, pero no recibió respuesta alguna. El controlador también solicitó a otro vuelo (Arrow Air) que intentara hacer contacto con el CMP 201. La tripulación de vuelo de Arrow Air no tuvo éxito en contactar al CMP 201. El controlador también hizo contacto telefónico con el controlador en Colombia responsable por el espacio aéreo norte de Colombia y le solicitó que intentara hacer contacto con el vuelo.

Ese esfuerzo tampoco tuvo éxito. Poco después se inició un esfuerzo de Búsqueda y Rescate para localizar la aeronave. Los restos de la aeronave fueron localizados a la mañana siguiente; no hubo supervivientes.

El accidente ocurrió durante las horas de oscuridad. Testigos cercanos a la escena observaron objetos flameantes cayendo del cielo alrededor de la hora del accidente. No escucharon sonidos asociados a sus observaciones. Reportaron que el cielo estaba claro, sin señales de lluvia o tormentas eléctricas. Los restos principales, incluyendo la sección de la cabina de mando y la de pasajeros, fueron localizados en una posición de 7 grados 54 minutos 42 segundos Norte, 78 grados 1 minuto 18 segundos Oeste.

1.2 Lesiones a Personas:

Lesiones	Tripulación	Pasajeros	Total
Leves/Ninguna	0	0	0
Graves	0	0	0
Mortales	7	40	47

1.3 Daños Sufridos a la Aeronave.

La Aeronave se destruyó totalmente.

1.4 Otro Daños:

Solamente árboles y vegetación fue destruida por el choque y fuego de la sección central.

1.5 Información sobre el Personal:

El piloto al mando de 55 años de edad, era portador de una Licencia de Piloto de Transporte de Línea Aérea de avión, con Habilitación en Mono-Multimotor Terrestre, DC-3/AVRO 748; CV240; 340; 440; B737; B727. Tenía su Certificado Médico vigente hasta el 31 de octubre de 1992, con limitaciones. El capitán recibió su habilitación en Boeing 737 en agosto de 1980, su última proeficiencia en simulador fue el 29 de marzo de 1992. A la fecha del accidente había acumulado 23,750 horas de vuelo, incluyendo aproximadamente 7,000 horas en Boeing 737.

En abril de 1990, se le suspendió los privilegios de su Licencia por haber padecido un infarto del miocardio, en marzo de 1991 se efectuó un Junta Médica en la cual se concede un Certificado Médico de Exención; con disposiciones de efectuarse evaluación cardiovascular cada 6 meses durante la renovación de su Certificado Médico, con un máximo de 45 horas de vuelo al mes y con periodos de descanso de 48 a 72 horas por periodos. En Enero de 1992 se suspendieron las limitaciones de horas de vuelo y se amplió a 12 meses las pruebas de ecocardiograma y ergometría.

El copiloto de 25 años de edad, era portador de una licencia de Piloto de Transporte de Línea Aérea con Habilitación en Mono-Multimotor Terrestre, Copiloto de Boeing 737-200. Su certificado médico vigente hasta octubre de 1992 con la limitación: lentes correctores para la visión cercana y distante permanente. Había acumulado 3,450 horas de vuelo de los cuales aproximadamente 1,600 horas eran en Boeing 737-100-200.

En noviembre de 1985 fue sometido a tratamiento de ejercicios y parches especiales por sensibilidad al vértigo. Posterior a dicho tratamiento no existen evidencias ni registros en los archivos médicos de que hubiera persistido la sensibilidad mencionada.

HORAS DE VUELO DE LA TRIPULACIÓN

PILOTO

24 HRS. ANTES		7 DIAS ANTES		30 DIAS ANTES	
Vlo	Noc	Vlo	Noc	Vlo.	Noc
Hr.		Hr		Hr.	
0:0	0:00	1	2:00	12	5:43
0:00		3:03		38:91	

60 DIAS ANTES		90 DIAS ANTES	
Vlo.	Noc	Vlo.	Noc.
Hr.		Hr.	
21	11:25	29	15:59
98:62		124:56	

COPILOTO

24 HRS. ANTES		7 DIAS ANTES		30 DIAS ANTES	
Vlo	Noc	Vlo	Noc	Vlo.	Noc
Hr.		Hr		Hr.	
0:0	0:00	5	5:28	17	18:76
0:00		14:95		54:90	

60 DIAS ANTES		90 DIAS ANTES	
Vlo.	Noc	Vlo.	Noc.
Hr.		Hr.	
38	49:85	55	71.78
114.71		187.08	

1.6 Información sobre la Aeronave:

La aeronave fabricada en 1980, eran un Boeing, modelo B-737-204 advanced, número de serie 22059, matrícula HP-1205 CMP. La aeronave había acumulado 45,946:47 horas de vuelo y 17,845 ciclos hasta el día 6 de junio de 1992.

En la ciudad de Panamá el avión fue abastecido con 10,000 kilos de combustible de Jet A-1. No había carga manifestada en el vuelo; no había una designación de asientos para los pasajeros, el exceso de equipaje fue cargado en los compartimientos de carga delantero, aunque esto no estaba plasmado en el manifiesto del vuelo. La masa y el centro de gravedad se estima que estaban en su límite en la salida y el momento del accidente y no fue un factor del accidente.

1.7 Información Meteorológica:

La observación meteorológica de superficie correspondiente de la 01:55 UTC era la siguiente: viento 320° a 4 nudos, temperatura 28°C, Punto de rocío 28°C, lectura del altímetro 29.79 plg Hg., Techo estimado 8,000 pies. Había

frecuentes descargas eléctricas en las nubes, de nube a nube y de nube a tierra que se observaban con una nube cumulonimbus a 15 millas a sureste del aeropuerto. Los vientos en el nivel 250 (FL250) fueron estimados en los 60° a 20 nudos. El controlador de tráfico aéreo trabajando el CMP 201 reportó que en la pantalla de su radar, la condición meteorológica se movía al noroeste.

Residentes cercanos al área del accidente reportaron haber observado una bola de fuego que caía del cielo seguida de pequeñas chispitas de fuego; durante la entrevista a dichos residentes, los mismos informaron que ellos veían estrellas en el cielo que no estaba lloviendo, no recuerdan haber escuchado truenos, ni observado rayos.

1.8 Ayudas para la Navegación:

El Centro de Panamá estaba equipado con un radar ASR-5. El alcance del radar secundario es de 200 millas desde la antena. La antena del radar está localizada en una pequeña isla cerca de la costa de la ciudad de Panamá. El radar no tenía ARTS y no era grabado.

El controlador reportó que él decidió vectorear el vuelo CMP 201 alrededor del lado norte del mal tiempo ya que otros aviones también estaban desviándose hacia el norte. Cuando la tripulación del vuelo del CMP 201 le preguntó a él si todavía estaban en el radar, él les dijo que sí. Cuando el piloto solicitó permiso para regresar a la A321, el controlador dijo que le parecía a él que era un poco temprano ya que todavía parecía haber algo de mal tiempo en su pantalla de radar adelante del avión. Afirmó que no es inusual perder contacto con el radar en el área del último retorno de señal del vuelo. Además afirmó que esperó aproximadamente 7 minutos después de observar el último retorno de la señal antes que transmitiera "contacto de radar perdido", a las 01:57.

No hay evidencia de haber confrontado problemas con los equipos terrestres de ayuda a la Navegación.

1.9 Comunicaciones:

No hubo dificultades con los sistemas de comunicaciones mientras la aeronave se mantuvo en frecuencia.

Durante la investigación no se pudo transcribir totalmente la grabación de las comunicaciones entre el Centro de Control Aéreo y la aeronave, debido a que el sistema de grabación trabajaba mal produciendo fuertes ruidos e interferencias.

1.10 Información de Aeródromo:

No aplica.

1.11 Registradores de Vuelo:

1.11.1 Grabadora de Voz de Cabina: El avión estaba equipado con una grabadora de voz de cabina Sundstrand Número de Parte 980-6005-050, Número de Serie 5390. La grabadora sufrió solo daños ligeros por el impacto en el accidente y no mostró evidencia de residuo de humo o daños por calor. El examen de la grabadora encontró que la cinta estaba rota y que la última grabación era de un vuelo que había tenido lugar 9 días antes del accidente.

1.11.2 Grabadora Digital de Información de Vuelo: El avión estaba equipado con una grabadora de información de vuelo Sundstrand Número de Parte 980-4100 EMXN. La grabadora fue severamente dañada por fuerzas de impacto pero la cinta estaba intacta. La grabación contenía 11 parámetros de datos. (Ver Apéndice A). No había evidencia de residuo de humo o daños por calor. El examen de la grabación indicó sólo información normal de vuelo hasta cerca de 95 segundos antes de la pérdida de información. En ese momento el avión entró en una leve actitud de ala derecha abajo sin un correspondiente cambio de rumbo. Alrededor del eje longitudinal ("roll"= tonel) a una actitud de aproximadamente 35 grados de ala izquierda abajo, pero de nuevo sin un correspondiente cambio de rumbo. Unos 25 segundos antes de la pérdida de información, "tonelea" a la derecha a 25° de ala derecha abajo. La actitud de inclinación longitudinal cabeceo ("pitch") había disminuído a 15 grados de nariz abajo.

Al final de la grabación, la información indica que el avión tenía una velocidad de 486 nudos, en el rumbo de 356 grados, un pitch de 63 grados de ala derecha abajo. La altitud en el momento de la última información grabada era aproximadamente 9,900 pies sobre el nivel del mar.

1.12 Información de los restos de la aeronave:

Los restos fueron descubiertos por aeronaves de búsqueda en la mañana del 7 de junio de 1992. Los restos fueron encontrados en una selva densamente boscosa de terreno montañoso y accidentado (ver apéndice B). El examen de los restos demostró que el avión se había roto severamente antes del impacto con el terreno. Las porciones más grandes del avión fueron la cabina de pilotos (sección 41), la sección central del ala con porciones del ala derecha e izquierda, los estabilizadores

horizontal y vertical y la parte trasera del fuselaje conteniendo la cocina trasera y el lavatorio.

1.12.1 Sección Central del Ala.

La Sección Central del ala y las partes exteriores de las alas izquierda y derecha hasta poco más allá de los pilones, fueron severamente dañados por el impacto y el fuego posterior al choque. La viga del tren de aterrizaje principal izquierdo fué localizada intacta, aunque dañada por fuego.

El tren de aterrizaje principal derecho fue localizado cerca de la sección central y estaba fuertemente quemado. Los actuadores de ambos trenes de aterrizaje principales indicaban que el tren de aterrizaje estaba retraído en el impacto.

No hubo evidencia de combadura de la estructura de la caja de la sección central del ala. Porciones de los intercambiadores de calor del sistema del acondicionador de aire fueron localizadas a cada lado del sendero de los restos de la sección central. El panel inferior del ala derecha fue encontrado desgarrado de las riostras y de las costillas de la viga. Numerosos remaches fueron cizallados o halados a través.

Las unidades de control de Potencia ("PCU") del alerón izquierdo e interior fueron encontradas separadas del avión y entre sí pero cercanas una a la otra. El mecanismo entero de compensación del alerón fue encontrado intacto pero severamente dañado por el fuego.

La válvula del freno aerodinámico ("spoiler") de tierra fue severamente dañada por fuego. Un actuador de freno aerodinámico fue localizado unido a una sección del ala derecha a cierta distancia de la sección central del ala. El actuador estaba en la posición retraído. La válvula de control del flap de borde de salida y los interruptores fueron localizados y estaban también severamente quemados. Los actuadores de los bordes de salida indicaban que éstos estaban en la posición de retraídos.

1.12.2 Sección exterior de las alas izquierda y derecha.

Las secciones exteriores de las alas fueron encontradas aproximadamente a 300 pies al este de los restos principales. Las separaciones estaban dobladas en dirección hacia arriba (desde la punta de la alas hasta los pilares de los motores) y se encontraron

70 pies aparte. Ninguno de los dispositivos de hipersustentación del borde de ataque fueron encontrados en esta área.

1.12.3 Cabina de Pilotos

La cabina de pilotos consistente en la Sección 41 entera, incluyendo gran parte del compartimiento Electrónico, fue localizada a más o menos 5,000 pies de la sección central. La cabina de pilotos yacía sobre su lado derecho en un rumbo de aproximadamente norte y había sido aplastada alrededor de la mitad de su ancho por las fuerzas de impacto.

El tren de aterrizaje de nariz estaba retraído con las llantas infladas. Faltaban las puertas del tren. No se encontró evidencia de fuego o humo en el área bajo el piso de la cabina de pilotos.

La manija de flaps fue encontrada entre los retenes No. 1 y No.2. El acelerador número 1 estaba acerca de 7/8 de pulgada hacia adelante del retén de marcha lenta ("idle") de vuelo. El acelerador número 2 estaba a 2 pulgadas adelante del acelerador No. 1. Los interruptores de fuego para los motores y Unidad de Potencia Auxiliar A.P.U. ("Auxiliary Power Unit") estaban en la posición normal. El indicador del compensador del estabilizador estaba en 15% de Cuerda Media Aerodinámica, M.A.C. (Mean Aerodynamic Chord) o 6 unidades de compensación y en la banda verde. El interruptor del Piloto automático estaban en la posición "off". La energía de batería de reserva ("stand by") fue encontrada con la guarda arriba y el interruptor en la posición de batería. El interruptor del giroscopio vertical estaba en la posición ambos en VG-1 ("both on VG-1"). El interruptor de la brújula estaba en la posición ambos en brújula 1 ("both on Com-1"). El altímetro de cabina leía una presión diferencial de 2 PSI libras por pulgada cuadrada y una altitud de cabina de 25,000 pies. Los siguientes disyuntores ("circuit breakers") fueron encontrados disparados/saltados ("tripped"): Radar Meteorológico AC, DME-1, VHF Nav-1, VOR/LOC, Computadora de Información de Aire ("Air Data Computer"), No.1 26 Voltios AC, Alerta de altitud AC, PDCA 115 Voltios AC, HF-1 DC, Director de Vuelo -1 AC, Luz de aterrizaje derecho exterior, luz de techo, cantidad de agua, calefactor de agua del lavatorio delantero, calefactor de agua del lavatorio trasero, Motor de desagüe trasero. Se tomó nota sobre las lecturas de cabina de pilotos después que la cabina fue abierta cortándola y los restos de la tripulación fueron removidos. Algunas de las lecturas fueron anotadas después que el panel superior/sobrecabeza ("overhead") delantero y el panel de disyuntores fueron removidos del avión. Una bandeja de comida

de tripulación fue encontrada en la cabina. El examen de la cabina de pilotos encontró el altímetro eléctrico en 8,200 pies y los relojes parados a las 21:00:09. La palanca del freno de velocidad (“speed brake”) fue encontrada en la posición de guardada.

1.12.4 Fuselaje Trasero

El tornillo de bola y la caja del engranaje del compensador del estabilizador fueron encontrados con la tuerca de bola 4.5 pulgadas del tope superior. Esto es equivalente a 1.5 grados del estabilizador de borde de ataque hacia abajo o 4.5 unidades de compensación.

La sección central del estabilizador con el control del elevador entero fue encontrada intacta y en buena condición. Faltaba pedazo del estabilizador justo hacia afuera del mecanismo de bloqueo de aleta compensadora (“tab lock out”) en cada lado. Ambas Unidades de control de Potencia/energía P.C.U. (“Power control Units”) de los elevadores estaban en buenas condiciones al igual que la unidad de centraje. El actuador del compensador de Mach fue medido en 7.25 pulgadas (posición extendida) y el mecanismo empujador de cabrilla estaba en neutral. La línea del centro del perno de salida del actuador del compensador de Mach fue medida en 4.25 pulgadas detrás del mamparo. Ambas PCU’s podían ser accionadas hacia atrás. Los pernos de sobrecarga del tubo de torsión superior estaban intactos. No se encontró daños por fuego ni humo. El estabilizador derecho estaba roto como si hubiera sido separado en dirección hacia abajo. El estabilizador izquierdo estaba roto en dirección hacia atrás.

1.12.5 Motores:

Ambos motores habían sido liberados del ala previo al impacto y fueron localizados en el área de los restos. La información de la grabadora de vuelo indicaba que ambos motores estaban funcionando a marcha lenta de vuelo (“flight idle”) previo a la pérdida de información. No había evidencia de fuego en ninguno de los motores ni en las cubiertas de los motores.

El motor No.1 fue localizado enterrado horizontalmente yaciendo en su lado derecho con la caja de entrada mirando hacia el oeste. Aproximadamente 15% de la caja de entrada y 65% de la caja de escape estaban expuestas. El lado izquierdo del motor, caja de engranajes y componentes yacían expuestos y el tanque de aceite separado por rotura del montante de la caja de engranajes frontal. Muestras de aceite y combustible fueron tomadas y suministradas a

la DAC para análisis. Las pruebas se encontraron normales. No había evidencia de penetración de la caja del motor o de falla pre-impacto de ninguno de los componentes visibles. El mecanismo de empuje de reversa fue encontrado en la posición de guardado. Aproximadamente 15 pulgadas del lado delantero izquierdo del montante delantero del motor estaba visible y unido a la caja intermedia. El perno trasero del cono en la caja de escape se había separado por rotura en el punto de cizalladura en tensión.

Una inspección del interior expuesto de la caja de entrada mostraba todas los alabes del abanico ("fan del motor") intactas y no dobladas. Daños por objetos foráneos fueron notados en el borde de ataque de varios alabes más que nada entre la brida ("shroud") a mitad de la envergadura y la punta. La peor condición fue una mella o muesca de alrededor de 0.50 pulgadas de largo y 0.250 pulgada de profundidad. No se notó evidencia de frotamiento ("rubbing") en al brida exterior. No había evidencia de liberación de alabes en las cajas exteriores de compresor. Una inspección del interior de la caja de escape encontró los alabes de turbina de 4ta etapa en buenas condiciones sin evidencia de daños ni frotamiento fuerte.

El motor No.2 fue localizado alrededor de 50 yardas al sur del motor No.1. El motor No.2 estaba completamente enterrado con aproximadamente 60% de la caja de escape trasera expuesta. El ángulo de entrada al terreno era de aproximadamente 20° de la vertical con la caja de engranajes arriba y la entrada mirando hacia el oeste.

La caja de los engranajes fue empujada hacia atrás hasta la caja de escape separando por rotura el alojamiento ("housing") y exponiendo los engranajes. Fue posible obtener muestras de aceite y combustible del motor. Las pruebas se encontraron normales. Los alabes de turbina de 4ta. etapa expuestas fueron encontradas en buena condición sin ninguna evidencia de liberación de alabes de turbina. La reversa de empuje del motor estaba en la posición guardada.

1.12.5 Fuselaje:

El fuselaje estaba roto en muchos pedazos y esparcidos sobre la ladera del cerro al sur de la quebrada Este. La sección 43 del fuselaje, estructura inferior, con la puerta de carga unida fue encontrada cerca de un poco de estructura izquierda de forro ("skin") del avión incluyendo la luz de barrido del ala izquierda. Ninguna de esta piezas mostraba señas de fuego o corrosión. El

panel de fuselaje sobre el ala del lado derecho desde la BS 616 a las 695 y riostra 7 a riostra 16, fue encontrado con residuo de humo en ambas superficies interior y exterior.

La mayoría de la partes de la sección 46 del fuselaje fueron encontradas. No se notó señas de residuo de humo o de corrosión. La puerta trasera de carga fue encontrada unida al marco. La estructura trasera de barriga (sección 46) no mostró señas de corrosión. La parte trasera de la sección 46 desde la BS 907 a las BS 1016, incluyendo el mamparo de presión y los dos marcos traseros, fue encontrada en una pieza apuntando en dirección al Este. Yacía sobre su lado derecho. La puerta de entrada L2 estaba unida, pero faltaba la puerta de servicio R2.

La cocina delantera No.2 fue encontrada intacta excepto que la pared interior estaba quebrada al nivel del mostrador y faltaba. La pared hacia afuera del área para guardar el carrito estaba quebrada pero todavía unida. No había evidencia de residuo de humo o daño por fuego.

La mayoría de la estructura fue localizada. Un examen de los restos no encontró evidencia que indicara que algún tipo de explosivo o dispositivo incendiario estaba abordo del avión. Todas las superficies fracturada exhibían fallas por sobrecarga y no hay evidencia de corrosión en las juntas de traslape ("lap joints") del fuselaje. Varias partes que contienen evidencias de fuego, residuo de humo y marcas de transferencias de pintura/caucho fueron enviadas a los Estados Unidos para su examen. Las partes incluían dos ventanas de pasajero, una sección de tubo de ventilación de fibra de vidrio, miembro estructurales no identificados y una bolsa de mano de pasajero.

1.13 Información Médica Patológica:

A. Tripulación:

Los hallazgos post mortem en el piloto y copiloto evidencian que no existió incapacitación súbita de la tripulación.

No existió infarto agudo ni lesión cardíaca de índole aguda en los pilotos.

Las lesiones en mano del piloto y copiloto aparentan heridas secundarias a presión sobre los mandos de la aeronave durante la emergencia.

Los exámenes toxicológicos completos efectuados por el grupo asesor de patólogos del Instituto de Patología de las Fuerzas

Armadas de los Estados Unidos de Norte América, al piloto y copiloto fueron negativos por alcohol y drogas.

No hubo evidencia de inhalación de humo en la tráquea practicada a los pilotos.

El análisis toxicológico en los tejidos para el monóxido de carbono fue negativo en el piloto y copiloto.

B. Pasajeros:

No hubo evidencia de inhalación de humo en tráquea practicada a 13 casos representativos. El análisis toxicológicos en los tejidos para el monóxido de carbono fue negativo en cinco casos elegidos al azar.

No se constató evidencia de quemadura externa en los cadáveres, aunque hay que tener en cuenta que la totalidad de los cuerpos estaban en estado de descomposición, moderada a avanzada.

La causa de la muerte de los cuarenta y siete ocupantes de la aeronave fue determinada por politraumatismo y exposición a altas velocidades al ser expulsados de la cabina.

1.14 Incendio:

No se encontró evidencia de fuego antes del accidente. En inspección de la "out flow" valve no se observó la presencia de hollín.

El fuego observado por los testigos en el área del accidente fue el incendio que se produjo al desintegrarse los tanques de combustible estando la aeronave próxima a chocar con el terreno.

1.15 Supervivencia:

Las posibilidades de supervivencia fueron nulas en este accidente.

1.16 Ensayos e Investigaciones:

La examinación de los restos de la aeronave fueron conducidas en el sitio del accidente; y se llevaron a cabo pruebas adicionales a los componentes de la aeronave, en Boeing, Seattle, Washington, Honeywell en Phoenix, Arizona, Parker Bertea en Irvine, California, y Collins en Cedar Rapids, Iowa.

Los siguientes componentes fueron examinados y probados:

1. Indicadores de brújula
2. Indicadores de actitud de Dirección
3. Indicadores de Situación Horizontal
4. Giros Direccionales
5. Indicador de Horizonte de Emergencia (Standby)
6. Panel de control de piloto automático
7. Panel de transferencia de Equipo de Navegación (P5-24)
8. Amplificadores de Instrumentos
9. Paneles Anunciadores del Comparador de Instrumentos
10. Giros Verticales y su alambrado
11. Relevos (relays) del Ledex
12. Canal de control de tonel del piloto automático
13. Relevos (relays) de transferencia del giro vertical
14. mach trim coupler
15. yaw damper coupler
16. Unidad de control de potencia del timón principal
17. Controlador de presión de cabina
18. Altímetro de Cabina
19. Unidad de control de potencia de Emergencia (standby) del timón de dirección
20. Actuador del (mach trim)

Se diseñaron pruebas específicas para los instrumentos de vuelo para examinar los efectos de las señales intermitentes (discontinuo el voltaje de excitación del sincronizador del indicador de actitud de dirección). Se utilizaron tanto la microscopía óptica como la de escudriñamiento (scanning) de electrones para examinar el cableado del sincronizador del tonel del giro vertical. Los ítems de interés especial se incluyen como adjuntos, como sigue:

Apéndice E: Notas de Honeywell Commercial Flight Systems Group sobre las exámenes del giroscopio, con fecha del 28 de septiembre de 1992.

Apéndice F: Notas del Boeing Commercial Airplane Group sobre la reexaminación del sincronizador de tonel del giroscopio vertical, con fecha del 22 de septiembre de 1994.

Apéndice G: Informe del Piloto de COPA sobre Indicaciones Erróneas, fechado el 14 de Enero de 1994.

Apéndice H: Esquema de Referencia de Actitud para B-737, 34-22-00, 2 páginas.

Apéndice I: Informe de Ingeniería Analítica, Investigación del régimen de Tonel VG1 del Sincronizador de Rotor del COPA B-737.

Los resultados de todas las pruebas de componentes llevaron al descubrimiento de una anomalía que pudo ser el factor causante del accidente. El Adjunto D contiene detalles de una discrepancia de fabricación en el cableado del

sincronizador de rotor de giroscopio vertical de tonel que resultó en un corto circuito.

Se llevó a cabo una revisión del historial de mantenimiento de la aeronave en COPA y con el operador previo en un intento por identificar cualquier actividad de mantenimiento que pudiera haber sido el factor causal del accidente. No hubo indicación en los registros de que la aeronave accidentada hubiera experimentado anomalía significativa alguna con ninguno de los sistemas, haciendo especial énfasis en el sistema referencia de actitud de los instrumentos de vuelo, que no hubiera sido corregida antes del vuelo del accidente.

Nótese que aunque los datos del FDR no indicaron ninguna entrada al control de vuelo no comandada en ningún eje (axis), tanto la unidad principal de control de potencia del timón de Dirección como la unidad de Emergencia (standby) de control de potencia del timón de dirección fueron examinadas en el laboratorio completamente. No se notaron discrepancias algunas.

1.17 Información del Explotador

El explotador había adquirido una flota de aeronaves B737-200 que fueron entregados originalmente a una variedad de aerolíneas, incluyendo a Britania Airways, Aerolíneas Alemanas Lufthansa, Air New Zeland, Gulf Air, Malaysian Airlines y Thai Airways. Los números de fuselajes y las fechas de manufactura van del N°. 223/1969 al N°. 1010/1984. La configuración de instrumentos de vuelo varía según las especificaciones individuales de las 7 aerolíneas compradoras originales y la modernización de los sistemas de instrumentos de vuelo durante los 15 años de producción. El explotador posee 5 diferentes configuraciones de despliegue de instrumentos en su flota de aviones. (Ver Apéndice C).

1.18 Información Adicional:

OPERACIÓN DEL SISTEMA DE REFERENCIA DE ACTITUD

Los dos ADI (uno cada uno, Capitán y Copiloto) son independientemente suministrados de información de cabeceo y tonel por dos giroscopios verticales independientes (VGs). En el modo normal de operación, el VG-1 provee información al ADI del capitán. El VG-2 provee información al ADI del copiloto. La diferencia entre la información del capitán y la del copiloto son percibidas en un comparador de instrumentos. Si los dos sistemas de instrumentos están en desacuerdo, luces de advertencia son desplegadas arriba de ambos indicadores de actitud.

Si existe un desacuerdo entre los dos indicadores, la tripulación entonces puede cambiar la operación de ambos ADIs a cualquiera de los dos giroscopios verticales. Una vez esto se ha llevado a cabo, ambos ADI debieran indicar lo mismo y el anunciador de advertencia del comparador debiera extinguirse (porque no se está haciendo ninguna comparación). Durante el examen de los restos, este interruptor de transferencia se encontró engranado en el momento del impacto. El examen del Panel de Transferencia del Equipo de Navegación P5-24, indicó que ambos ADI estaban desplegando información del VG-1 porque el interruptor de transferencia estaba seleccionado en ambos en VG-1("both on VG-1"). También otro interruptor indicaba que la selección de brújula estaba seleccionada en ambos en brújula-1("both on comp-1"), lo que indicaba que ambos HSIs estaban siendo accionados por el Giroscopio Direccional (DG-1).

Exámenes adicionales de los relevos de transferencia asociados con estas posiciones de interruptores confirmaron que los interruptores estaban seleccionados en estas posiciones en el momento del impacto y que no fueron movidos por el impacto o por la recuperación posterior al accidente.

El examen del VG-1 indicó que el giroscopio estaba dando vueltas en el impacto. Marcas adentro del Giroscopio indicaban que éste se detuvo abruptamente en el impacto. Ingenieros de la Honeywell indicaron que los engranajes del rotor del giroscopio habían sido lubricados con una grasa incorrecta. No hubo ninguna indicación que la grasa incorrecta afectó a la operación del giroscopio.

Un examen del sincronizador de rotor de tonel del VG-1 llevado a cabo en junio de 1994 encontró un cable enrollado del embobinado del sincronizador, pinchado contra el centro de hierro, a la altura del polo número 5. Durante la revisión inicial, éste presentaba una anomalía que se podía leer como un corto eléctrico de 9 a 10 ohmios del lead al centro. El corto desapareció al ser removido el cable del centro.

El examen del VG-2 también indicó que el giroscopio estaba dando vueltas en el impacto. No habían indicaciones de falla de giroscopio antes del impacto.

El indicador de actitud de emergencia (stand by) fue recuperado. Aunque dañado por fuerzas de impacto, las pruebas indicaron que el instrumento probablemente estaba operable en el momento del impacto.

OTRAS NOTAS SOBRE REVISIONES DE REGISTROS DE MANTENIMIENTO.

La Oficina de Investigación de Accidentes Aéreos de la CAA Autoridad de Aviación Civil Inglesa, revisó los reportes de defectos hechos por pilotos desde 1980 hasta 1992. Se condujo una revisión específica de entradas bajo los encabezamientos de: Daños Estructurales y corrosión, HSI, puertas y compuertas, piloto automático y Giros Verticales. No se notaron defectos significativos bajo esos encabezamientos aparte de una historia de defectos de piloto automático. De 134 problemas reportados por pilotos.

Dieciséis de esos defectos habían descritos como “severos” o en términos similares. La mayoría de estas entradas (anotaciones) ocurrieron antes de 1985. Otros 82 reportes de desviaciones de cabeceo (14 descritas como severas). Los registros indican que se cambiaron 22 canales de cabeceo y 14 canales de tonel.

También fue confirmado por los registros de Britannia que ni el DFDR ni el CVR habían sido modificados para tener su energía suministrada por medios alternos.

Los registros también indicaron una reparación estructural el 8 de enero de 1987 al forro inferior del fuselaje posterior en la Estación 933 hasta la 979, BLO. La reparación fue llevada a cabo de acuerdo a la dirección y aprobación de Boeing.

El 13 de abril de 1992, Britannia le reportó a Boeing que había encontrado corrosión entre las cabezas de los sujetadores en la cara vertical exterior de la cuerda inferior de la viga de quilla LBL 6.5. La corrosión era común en la hilera inferior de sujetadores como sigue: estación 557 a 570-0.004 pulgada a 0.006 pulgadas de profundidad y máximo 0.012 pulgada de profundidad en la Est. 563. La corrosión fue reparada de acuerdo a la aprobación de Boeing.

2. ANALISIS:

La casi total desintegración de la aeronave, la falta completa de la grabadora de voz de cabina (CVR) y tener un error en el parámetro del tonel (roll) de la grabadora Digital de datos de vuelo (DFDR), ha impedido que se establezca una causa probable que sea verdaderamente confirmada por los hechos que se conocen del accidente.

Sin embargo, varios escenarios han sido considerados:

- Terrorismo
- Despresurización súbita
- Mal tiempo
- Mal Funcionamiento del ADI (indicador de actitud direccional)

2.1 General

La Aeronave fue certificada de acuerdo con las regulaciones aplicables del estado de registro/operador, la República de Panamá, y el estado del dueño (arrendador), el Reino Unido. Se le dio mantenimiento de acuerdo con las regulaciones aplicables, durante la investigación se encontró que la

aeronave fue operada por nueve días anteriores al accidente con un CVR inoperativo (grabadora de voz de cabina). La falta de evidencia de audio de la cabina fue un obstáculo de gran importancia para la sustentación de muchos hechos concernientes a la investigación.

La Tripulación de vuelo fue entrenada y calificada de acuerdo a las regulaciones aplicables y las normas y requerimientos de la compañía. La masa y centro de gravedad de la aeronave se encontraba dentro de las limitaciones prescritas y no fueron un factor en el accidente.

El examen de los restos en el lugar del siniestro y los estudios realizados con la información del (DFDR) establecen que la aeronave empezó a perder su integridad estructural cuando venía descendiendo entre 10,000 y 8,000 pies debido a las sobre cargas aerodinámicas excesivas a que fue sometida en el descenso.

A pesar de la destrucción casi total y de los daños de impacto con el suelo y la dificultad en encontrar toda la estructura de la aeronave, no se encontraron evidencias de separación en vuelo de componentes del fuselaje. Todas las superficies fracturadas, exhibían fallas por sobrecargas, no había indicio de corrosión en la juntas de traslape del fuselaje.

En la inspección a la aeronave, su estructura, los sistemas de superficie de control, motores, sistema de comunicaciones y navegación, no se encontró evidencia de mal funcionamiento o anomalías previas al accidente que pudieran haber contribuido al accidente.

La aeronave era mantenida de acuerdo al programa de mantenimiento aprobado, recomendaciones del fabricante y regulaciones aeronáuticas vigentes. El peso y balance de la aeronave se encontraba por debajo y dentro de los límites máximos permitidos para la aeronave.

2.2 El escenario de terrorismo.

Con la ayuda de expertos de explosivos en accidentes aéreos de la Agencia Federal de Aviación de los E.U.A. (FAA) se recorrió todo el lugar del siniestro y se enviaron al laboratorio del FBI en Washington D.C. U.S.A. una serie de componentes y artículos del avión y los pasajeros para su análisis, los cuales no mostraron ningún indicio de huellas de sustancias químicas o compuestos de explosivos.

No se encontraron evidencias de fuego en la cabina de mando ni en las dos cocinas; en las válvulas de "out flow" no se encontró residuos de hollín, por lo que demuestra que el sistema del aire acondicionado no se contaminó de humo.

Los exámenes toxicológicos a tripulantes y pasajeros no mostraron evidencias de inhalación de humo, ni huellas de monóxido de carbono en los tejidos. El fuego observado por los testigos en el área del accidente, fue el incendio que se produjo al desintegrarse los tanques de combustible, estando la aeronave próxima a impactarse con el terreno.

2.3 El escenario de despresurización súbita.

Un descenso tan rápido como realizó la aeronave, nos llevó a pensar que la tripulación había realizado un descenso de emergencia debido a una descompresión de cabina súbita. Sin embargo, analizados los parámetros de la DFDR, la potencia de los motores no fue encontrada como lo establece la lista de verificaciones (Check List) de la emergencia de despresurización. Esto fue corroborado por el examen de laboratorio de los componentes principales del sistema de presurización que no mostraron indicio de mal funcionamiento del sistema.

Se analizó la lectura encontrada en el altímetro de cabina y se llegó a la conclusión que éste se había quedado trabado marcando la altura de 25,000 pies. No hubo relación entre ésta indicación y el accidente.

Se recorrió la trayectoria de vuelo para dar con indicio de partes de la aeronave o carga que demostrará que hubo desprendimiento de componentes o partes del fuselaje presurizado, no se encontró evidencia de esta anomalía.

2.4 El escenario de mal tiempo.

A las 16:49 HL el despachador de la compañía (COPA) se presentó a retirar la carpeta de pronóstico correspondiente al vuelo CMP-201.

En este documento se le incluyó el pronóstico del aeródromo de salida Tocumen y de destino Cali, carta de tiempo significativo en ruta (SIGWX) y cartas de vientos y temperaturas pronosticadas para el nivel de vuelo 300.

Los pronósticos de área válidos para la hora de salida del vuelo CMP-201 hacen notar la actividad de la Zona de Convergencia Intertropical (ZCIT) sobre todo del país con un tiempo significativo con cumulonimbus aislados con bases a 2,000 pies y cimas de 44,000 pies tormentas eléctricas fuertes acompañadas de turbulencia severa y engelamiento.

La actividad de tormenta más severa bordeaba la costa pacífica en el área del golfo de Panamá. Expandiéndose hacia el noroeste. Esta zona de tormenta estaba asociada a una baja presión de alrededor de 1,008 mbs, al despegar el vuelo CMP-201, el Centro de Control le informó del mal

tiempo y que si necesitaba desviación estaba autorizada, también le notificó que otras aeronaves se estaban desviando al norte.

El vuelo CMP-201 solicitó desviación a la izquierda 90° lo cual fue aprobado. Posteriormente, la tripulación solicitó desviación a la derecha, la cual fue autorizada a discreción.

Con la ayuda del Centro Mundial de archivos meteorológicos en la Universidad de Michigan, se consiguió la foto satélite del mal tiempo reinante en el área del golfo de Panamá y con los parámetros de la DFDR se proyectó la trayectoria de vuelo CMP 201 con respecto a la tormenta. Del área (ver anexo J). Esto también fue comprobado con el parámetro de aceleración vertical del DFDR, el cual muestra un recorrido de atmósfera en calma. Es más, testigos en el área del accidente dijeron que no existían problemas climatológicos significativos en el lugar. Sin embargo, las condiciones climatológicas al nivel de crucero pueden haber impedido un horizonte natural visible.

2.5 El Escenario de mal funcionamiento del ADI

2.5.1 Sistemas de Indicación de Actitud de Dirección:

Existen, como mínimo, tres sistemas de indicación de actitud separados e independientes en las aeronaves comerciales de Transporte Aéreo. Consisten en dos sistemas primarios de giroscopios verticales (vertical giros (VG), uno para el Capitán y otro para el Primer Oficial, respectivamente, localizados en sus respectivos Indicadores de Actitud de Dirección (ADI), y uno de emergencia (stand-by), más un indicador de actitud de emergencia (standby), más pequeño, localizado en un área común del panel de instrumentos entre los dos miembros de la tripulación de vuelo. Algunos explotadores en operación y sus Estados reguladores de Certificación requieren una fuente adicional de actitud, en forma de un VG auxiliar, que puede ser conectado a uno o ambos ADI.

Si la tripulación de vuelo sospecha que existe un error en el sistema de indicación del piloto, los procedimientos de operaciones indican a la tripulación que debe comparar las indicaciones entre los tres sistemas, para confirmar que existe un error, e identificar la fuente VG asociada con dicho error, para entonces cambiar a una fuente VG que pueda suplir información de actitud confiable a ambos ADI por el remanente del vuelo.

En el entrenamiento con simulador, la tripulación de vuelo fue expuesta a una aeronave con una configuración de indicación de actitud con un VG auxiliar. Por tanto, el entrenamiento de la tripulación para un error en la actitud incluía la selección del VG auxiliar como parte del procedimiento.

La aeronave accidentada también estaba equipada con un sistema comparador para percibir las diferencias en indicación de actitud. Una luz de precaución se iluminaría para demostrar indicaciones diferentes.

La aeronave accidentada no tenía un VG auxiliar, sino que tenía sistemas independientes para el Piloto y el Primer Oficial, en adición al Indicador de emergencia (stand-by). Para esta configuración de aeronave, el procedimiento de operaciones requería que la tripulación identificara la fuente del error en indicación comparando visualmente el indicador de emergencia(stand-by) con los indicadores principales, para luego seleccionar la fuente primaria apropiada (correcta), ya fuera la del Capitán o la del Primer Oficial, por medio de mover el interruptor de transferencia del vertical giro a ambos en VG-1 o a ambos en VG-2.

En el sitio del accidente, se encontró el interruptor de transferencia del giro vertical en la posición de ambos en VG-1. Pruebas de laboratorio indicaron que el relevo (relay) de transferencia de actitud estaba en la posición de "transferencia" ("transfer") o ambos en VG-1. El DFDR grabó los parámetros desplegados por el ADI del Capitán. Los datos de DFDR indicaron que la indicación de actitud de dirección proveniente del VG-1 contenía errores intermitentes.

Poco después de restablecer su curso hacia Cali, Colombia, la aeronave estaba volando nivelada a 25,000 pies. El piloto automático probablemente estaba acoplado. Se seleccionó un rumbo de 160°grados en el piloto automático y el mismo hizo girar la aeronave sobre su eje longitudinal hacia la derecha, con una inclinación de 23°grados el comienzo del tonel hasta los 23° grados; de ángulo de inclinación lateral ("bank") tomó 7.5 segundos. El régimen de tonel habría sido de cerca de 3° grados por segundo. Después de alcanzar los 23° grados de inclinación lateral, el avión entonces toneleó de regreso a la dirección de alas niveladas al mismo régimen de tonel de entrada. El toneleo para salir de la inclinación lateral derecha de 23° se detuvo a una inclinación lateral de 4° grados de ala derecha abajo por aproximadamente 15 segundos. En ese momento, una de dos cosas pudo haber sucedido:

La primera habría sido un anuncio de una incompatibilidad de indicación en los comparadores de los Indicadores Direccionales de Actitud ADI. La tripulación en ese momento seleccionó la posición de ambos en el Giroscopio Vertical 1("both on VG-1"), en el panel de interruptores de transferencia de Navegación. A continuación de esta selección, las luces del comparador fueron apagadas por esta acción. El piloto que estaba volando entonces intentó corregir la actitud de giro de la aeronave aplicando alerón para nivelar las alas. Mientras aplicaba el alerón, la aeronave respondió hacia la dirección ordenada. Sin embargo, el "ADI" no respondió y continuó indicando un Tonel de 37 grados a la izquierda,

sobre el eje longitudinal. El tripulante entonces respondió aplicando alerón derecho para corregir el giro. La aeronave respondió siguiendo la orden de giro a la derecha. El giro de 37° de ala izquierda abajo se mantuvo por 30 segundos. En ese momento el ADI giró a 117° a la derecha sobre el eje longitudinal, coincidiendo con la actitud de giro de la aeronave. El control de la aeronave se perdió en ese momento mientras caía la nariz debajo del horizonte y la velocidad comenzó a aumentar. La aeronave continuó su picada hacia la tierra a un régimen de descenso de 49,000 pies por minuto y perdió su integridad estructural (se fragmentó) en el aire aproximadamente por debajo de 10,000 pies de altura sobre el nivel del mar y a una velocidad de más de 486 nudos.

Aunque la aeronave es capaz de producir el nivel de tasa de tonel grabado en el DFDR, la aceleración de tonel que la aeronave es capaz de producir es mucho menor que aquella grabada en el DFDR. En otras palabras, la agudeza del inicio del tonel no puede ser producida por los comandos introducidos por los controles de la aeronave. Además la perturbación del factor de carga "G" mostrado en las posiciones de alerón y Timón de Dirección máximas, no eran evidentes en los trazos del DFDR.

El segundo escenario difiere solamente en que, si esta tripulación u otra tripulación anterior hubiera seleccionado ambos en el Giroscopio Vertical 1 ("both on VG-1") previo a la discrepancia indicada anteriormente, el curso de los eventos solamente habría cambiado por la ausencia de advertencia del anunciador del comparador de tonel.

El examen de los restos de la aeronave y de los componentes de la misma brindó una sola indicación positiva de falla en algún sistema. La falla consistía en un cable pinchado en el embobinado del sincronizador de tonel VG-1, el cual al ser probado inicialmente mostraba una condición de corto. Un examen más exhaustivo indicó que el alambre había sido encapsulado en un material protector tipo epoxy al ser manufacturado. Esta condición pudo haber causado la falla intermitente de la señal de salida del sincronizador de tonel VG-1. Esto pudo haber brindado la interrupción de la misma hacia el ADI requerida para este análisis.

Hay evidencia apremiante que apoya éste escenario en la correlación de la información del DFDR (Digital Flight Data Recorder) y la información de las pruebas de ADI en la fábrica Collins. Las pruebas y los exámenes posteriores al accidente de los VGs (Vertical Giro) y los ADIs (Indicadores Direccionales de Actitud) no indicaron fallas que hubieran proporcionado información de tonel como la grabada en el DFDR. Las pruebas si indicaron que una pérdida de excitación por voltaje en el eje longitudinal al ADI explicaría las acciones del indicador.

La razón para la pérdida del voltaje de excitación de tonel hacia el ADI puede ser explicada por el corto del embobinado del sincronizador de

tonel VG-1. Otra posibilidad puede ser la pérdida intermitente de potencia como resultado de un corto de cable a cable o de contacto cable-tierra que no pudo ser detectada posterior al accidente.

No hay ningún registro de mantenimiento o bitácora de tripulación de vuelo de COPA o en Britannia que indique que alguna vez se identificó alguna falla que pudiera causar este problema. No se había llevado a cabo ninguna acción de mantenimiento en esta aeronave relativo a este problema. Se trataba de una situación que se dio por primera vez en esta aeronave.

La causa de la falla del Indicador Direccional de Actitud fue la falla de los datos de salida del sincronizado de tonel del Giro Vertical número 1. La ausencia de un horizonte natural externo para referencia contribuyó a la falta de control de tonel, y la tripulación de vuelo no utilizó los otros instrumentos de cabina operativos (indicador de actitud de emergencia "stand by") que indicaba que se había presentado a la tripulación una información de tonel errada.

Las fallas intermitentes en las indicaciones de los instrumentos ADI's, han podido ser descifrados, con referencia ("cross-check") con el indicador de actitud de emergencia ("stand by"). La información correcta de actitud ha podido ser indicada en el ADI del capitán y copiloto, si el interruptor del VG hubiera sido seleccionado a la posición de ambos en VG-2 (Both en VG-2).

3. CONCLUSIONES

- A. La tripulación de vuelo se encontraba actualizada y calificada para las funciones que ejercían al momento del accidente.
- B. Los tripulantes tenían sus certificados médicos aeronáuticos vigente a la fecha del accidente.
- C. No se observó evidencia de incapacidad súbita en la tripulación de vuelo.
- D. Las pruebas de laboratorio por evidencia de alcohol y drogas realizadas a la tripulación de vuelo fueron negativas.
- E. La tripulación de vuelo había sido liberada de operaciones aéreas las veinte cuatro horas precedentes al accidente.
- F. La tripulación de vuelo no reportó al Centro de Control, ni a otra aeronave que confrontaba problema alguno.

- G. La aeronave perdió su integridad estructural antes de estrellarse contra el suelo debido al exceso de velocidad y tolerancias "G's" de sus limitaciones de vuelos.**
- H. No se detectó la presencia de productos explosivos o incendiarios abordo de la aeronave.**
- I. No se encontró evidencia de incendio previo a la fragmentación de la aeronave.**
- J. No hubo mal funcionamiento de los sistemas de ayuda a la navegación terrestre y de control de tránsito aéreo.**
- K. La Aeronave era mantenida de acuerdo al programa de mantenimiento aprobado, recomendaciones del fabricante y regulaciones aeronáuticas vigentes.**
- L. En la inspección de la aeronave, estructuras, sistemas de superficie de control, motores, sistemas de comunicación y navegación, no se detectó evidencia de mal funcionamiento o anomalías previas al accidente.**
- M. En la revisión de los documentos (historial) de la aeronave se observó que la misma no tenía discrepancias continuadas por mantenimiento que pudieron haber contribuido al accidente.**
- N. No se observó evidencia que el sistema eléctrico que alimenta los instrumentos de vuelo hubiera presentado fallas debido a que el DFDR continuó operando hasta que la aeronave empezó a perder su integridad estructural,**
- O. El peso y balance de la aeronave se encontraba dentro de los límites permitidos.**
- P. Existía una tormenta tropical lateral a la trayectoria del vuelo realizado por la aeronave. La aeronave no entró en el área de tormenta durante el vuelo. Testigos indicaron que en el sitio del accidente no había mal tiempo. Sin embargo durante el vuelo no había referencia natural.**
- Q. La información de actitud de tonel (ángulo de inclinación) y la información de dirección (heading information) del DFDR de la aeronave accidentada, el cual graba las señales de los instrumentos de vuelo del Capitán, confirmó la existencia de un error intermitente en la indicación de actitud, ya que los controles de vuelo de la aeronave no pueden llevar a cabo el alto régimen de cambio en las maniobras de tonel indicadas por el DFDR. Además siguiendo períodos de información incorrecta de actitud, la información del DFDR indicó que la tripulación trató de maniobrar la aeronave, a fin de corregir los errores de actitud que se indicaban.**

- R. Un corto circuito intermitente fue encontrado en el embobinado del sincronizador de tonel del Giro Vertical, el cual era causado por un alambre pinchado contra la armadura. La pérdida de voltaje hacia el sincronizador de tonel causaría al respectivo Indicador Direccional de Actitud que se congelara o se trabara en posición.
- S. El interruptor del giro vertical se encontró en la escena del accidente en la posición de ambos en VG-1, (both on VG-1). Se determinó que el interruptor del giro vertical fue movido de la posición NORMAL a la de ambos on VG-1 (both on VG-1) ya sea antes del despegue o durante el vuelo, más probablemente durante el vuelo, y que la tripulación de vuelo detectó un error intermitente de actitud en sus instrumentos de vuelo.
- T. Posterior a la selección de both on VG-1, la comparación entre los instrumentos de vuelo del Capitán y los del Primer Oficial fue inválida (sin significado), ya que ambos indicadores de actitud direccional primaria estaban conectados a la misma fuente VG-1, y la información de actitud proveniente de VG-2 ya no estaba disponible.
- U. El Primer Oficial pudo haber sido el piloto volando al momento de iniciarse la indicación de error de actitud, debido a que le Capitán fue encontrado en la aeronave accidentada sin indicios de tener el cinturón de seguridad puesto, y se encontró también una bandeja de comida en la cabina de vuelo.
- V. Lo más probable es que el indicador de actitud de Emergencia (Stand-by) estaba disponible a la tripulación de vuelo durante la falla intermitente del sistema primario del Capitán, ya que el daño post-impacto presentado por el indicador de emergencia (Stand-by) indicaba que estaba operando al momento del impacto con el suelo.
- W. El indicador de actitud de emergencia (stand-by) no fue utilizado exitosamente para identificar el error de actitud en los instrumentos primarios de vuelo y mantener el control del vuelo debido a que el procedimiento de entrenamiento y de simulador de la compañía era llevado a cabo en una configuración de cabina distinta a la de la aeronave accidentada, y este entrenamiento introdujo un elemento de confusión.
- X. La estandarización de las cabinas de la flota es un factor en este accidente, debido a que la tripulación de vuelo repitió acciones anteriores aprendidas en el simulador para seleccionar una fuente alterna de guía que hubiera sido apropiada para algunas aeronaves de COPA con una fuente VG auxiliar, pero en la aeronave accidentada, el movimiento del interruptor de VG a la posición de ambos en VG-1 (both on VG-1) resultó en la pérdida de referencia procedente de VG-2, y en mayor confusión.
- Y. La información de la grabadora de voz de cabina (CVR) no estuvo disponible durante la investigación ya que no se siguieron los procedimientos para

asegurar la operación del CVR antes de cada vuelo.

- Z. La falta de información del CVR impidió la investigación debido a la falta de detalles con respecto a cuál piloto operaba los controles, qué conversaciones ocurrieron en la cabina con respecto al reconocimiento del error en la indicación de la actitud en los instrumentos de vuelo, las acciones correctivas discutidas e implementadas, el uso del piloto automático, los sonidos de advertencia que se escucharon, la actividad de la tripulación con relación a la recuperación de una actitud de vuelo no usual.

- AA. El simulador para entrenamiento de tripulaciones utilizado por COPA era de uso limitado para entrenar tripulaciones en configuraciones de cabina que difieren de la del simulador, ya que las respuestas aprendidas y reforzadas pueden ser impropias o incorrectas para algunos modelos de aeronaves con una configuración de cabina o de sistemas distintos.

- BB. Los errores intermitentes en las indicaciones de los instrumentos de vuelos han podido ser corregidos con las referencias del indicador de actitud de emergencia (stand-by). Información de actitud correcta ha podido ser obtenida en los instrumentos de actitud direccional (ADI) del Capitán y Copiloto, si el interruptor del Giro Vertical hubiera sido movido a la posición de ambos en VG-2 (both on VG-2).

3.1 CAUSAS

Las causas probables de éste accidente incluyen:

- a) pérdida de control de la aeronave debido a que la tripulación de vuelo siguió información falsa proveniente de un indicador de actitud que operaba de manera intermitente.

- b) la falta de horizonte visible al nivel de vuelo de crucero, debido a las condiciones nocturnas y al mal tiempo próximo.

- c) verificación cruzada insuficiente entre los sistemas primarios de indicación de actitud y el indicador de actitud de emergencia (stand-by) para identificar el error de actitud intermitente, y para seleccionar una fuente confiable (correcta) de información de actitud.

- d) configuraciones de cabina no estandarizadas entre las aeronaves de la flota de la compañía, lo cual requirió que la tripulación determinara la manera de colocar los interruptores en base a la aeronave que estaba siendo operada en el momento.

- e) entrenamiento de tripulación en tierra y en simulador incompleto, ya que no presentaba “diferencias entre aeronaves” y “manejo de recursos de

tripulación” en detalle suficiente para brindarle a la tripulación conocimiento para superar los errores intermitentes en la indicación de actitud y para mantener el control de la aeronave.

4. RECOMENDACIONES DE SEGURIDAD

Para: OACI, FAA (E.E.U.U.), y la Compañía Boeing.

Brindar información con respecto a este accidente a todas las autoridades de aeronáutica y los operadores. El beneficio será incrementar la conciencia (awareness) en cabina para llevar a cabo verificaciones cruzadas de instrumentos de vuelo más efectivas, y para que las aerolíneas se encaminen hacia la estandarización de despliegue de instrumentos y sistemas de las aeronaves.

Para: DGAC Panamá:

Durante las aprobaciones de los Certificados de Operación de Transporte Aéreo y de las Adiciones a la Flota, incluir una revisión de la flota de aeronaves para promover la estandarización de la flota en materia de despliegue de instrumentos y sistemas de aeronaves, y supervisar el entrenamiento de “diferencias” cuando sea necesario.

Para: El Explotador:

Incluir en el Manual de Operaciones de Tripulación de Vuelo Antes de la lista de Verificación de Inicio, una prueba diaria de la Grabadora de Voz de Cabina (Cockpit Voice Recorder), (CVR).

Incluir en los procedimientos de despacho de la aerolínea, un sistema que asigne un número de asiento a cada pasajero, pasajero gratis(non-revenue) y un registro de cada infante a bordo.

Establecer objetivos de estandarización de la flota para operaciones de transporte aéreo que incluyan los despliegues de instrumentos de cabina y sistemas de aeronaves y lograr tales objetivos a través de la revisión de las compras de aeronaves, arrendamientos, o modificaciones directas a las aeronaves. En los casos en que se deban operar instrumento y sistemas de aeronaves no iguales (non standards), se debe brindar entrenamiento en tierra y en simulador específicamente sobre las “diferencias”, y los Manuales de Operaciones de Tripulaciones de Vuelo y las listas de verificación deberán ser editadas para cubrir todas las aeronaves de la flota.

Establecer entrenamiento inicial y recurrente de recursos de la tripulación (“CRM”) siguiendo las guías de la OACI y los ejemplos operacionales de las mayores aerolíneas del mundo.

No. 3

Airbus Industries A310-304, HS-TID, accident near Kathmandu, Nepal, on 31 July 1992. Report released by Nepal.

SYNOPSIS

The flight was conducting the Sierra (VOR/DME) approach to runway 02 at Tribhuvan International Airport, Kathmandu, in instrument weather conditions. A flap fault occurred while the flight was on the approach; this caused the crew to ask for a clearance back to Calcutta, a decision that was in keeping with both Company and performance requirements, which necessitate the use of full flaps for the steep final approach. Shortly (21 seconds) after making this request, at a distance of approximately 12 nautical miles from the Kathmandu VOR, the flap fault was rectified by retracting and then reselecting the flaps. The crew determined that it was not possible to continue the straight-in approach, due to the steep descent angles required and the position of the aircraft. The crew stated to the Control Tower that they wished to start their approach again and requested a left turn back to the Romeo fix, which is 41 nautical miles south south-west (202 radial) of the Kathmandu VOR. The Controller, in the non-radar environment, responded by clearing the flight to make the Sierra approach, which starts at the 202 radial and 16 nautical miles from the VOR. The crew response to the clearance was to report that, at the moment, they could not land and to ask again for a left turn back to Romeo to start their approach again.

After further dialogue with the Controller, which included requests for a left turn, the crew unilaterally initiated a right turn from the aircraft's 025 degree heading and commenced a climb from an altitude of 10,500 feet to flight level 180, when the flight was about 7 nautical miles south of the Kathmandu VOR. The crew reported to the Tower Controller that the flight was climbing and the Controller replied by instructing the crew to report at 16 nautical miles for the Sierra approach. During the turn, there was more discussion between the Tower Controller and the flight, where it was established that the aircraft was to maintain an altitude of 11,500 feet and was to "proceed to Romeo" and contact the Area Control Centre (ACC) Controller. The flight, commencing a descent while in the turn, completed a 360-degree turn, momentarily rolling out on headings of 045 and 340 degrees, and again proceeded toward the north on a heading of 025 degrees magnetic. When the flight was about 5 nautical miles south-west of the Kathmandu VOR, the crew contacted the Area Control Centre and stated that the aircraft was "heading 025" and they wished to proceed to Romeo to start their approach again; adding they had "technical problems concerned with the flight". It was again established that the flight was to proceed to Romeo and the crew agreed to "report over Romeo". It was determined from the cockpit voice recorder that the crew was in the process of inserting "Romeo" and other related navigational information in the Flight Management System, but were experiencing difficulties.

The flight continued towards the north on a heading of 025 degrees and then, at about 16 nautical miles north, the heading was altered to the left to 005 degrees. Slightly over one minute later, the Ground Proximity Warning System (GPWS) sounded the warning "terrain" "terrain" followed by "whoop whoop pull-up"; the aural warning continued until impact approximately 16 seconds later. Engine thrust was increasing and "Level Change" had been announced in the cockpit, just before the impact occurred at the 11,500-foot level of a 16,000-foot peak; the accident site was located on the 015 radial (north-north east) at 23.3 nautical miles from the Kathmandu VOR. All on board, 99 passengers and 14 crew members, lost their lives, and the aircraft was destroyed.

1.0

FACTUAL INFORMATION

1.1

History of the Flight

Thai Airways International Flight 311 (TG311, flight planned as THA 311), an Airbus A310-304, departed Bangkok International Airport, Thailand at 0349 hours UTC* on 31 July 1992, for Tribhuvan International Airport at Kathmandu, Nepal. The flight was a normally operated and scheduled international flight between Bangkok and Kathmandu (KTM)**. There were no reported difficulties with the preparation, departure, and enroute portions of the flight. TG311 contacted the Kathmandu Area Control Centre (ACC) at 0626 UTC reporting over the MONDA fix, level at flight level 350 (FL350) at 0625 UTC and estimated the ROMEO fix (KTM VOR 202 radial/41 DME) at 0643 UTC and Kathmandu at 0654 UTC. The crew was then given the 0600 UTC weather observation for Kathmandu, which reported the visibility of greater than 10 kilometres (km)***, with scattered to overcast cloud layers from 2,500 to 10,000 feet agl and a surface wind from 100 degrees at five knots.

TG311 requested descent at 0633 UTC, but did not initially receive a reply from ACC. After several calls, the ACC Controller replied and advised TG311 of Royal Nepal Airlines Flight 206 (RA206) inbound at FL 370 from Delhi to KTM with their estimate of 0657 UTC for Simara, a Non Directional Beacon (NDB) located 9 nautical miles (nm) northwest of the Romeo fix. The ACC Controller also reported that there was no traffic at or above FL 150 in their airspace and advised TG311 to report over ROMEO as cleared by Calcutta Control at or above FL150; TG311 then reported that the flight was leaving FL 350. At 0638 UTC the ACC Controller advised TG311 that the tower observed wind was now from 150 to 180 degrees with speeds of 10 to 12 knots and the visibility to the south of runway 02 was "only" 1.5 km and the other areas from the airport had visibilities of 3 to 4 km. The ACC Controller also stated that the Sierra (VOR/DME) Approach to runway 20 (circling) was available. Following a cockpit discussion between the two pilots regarding the wind at the airfield, TG311 requested runway 02 for the approach but were told by the ACC Controller that they would have to use runway 20 because of the poor visibility to the south due to heavy rain; the Controller then restated the wind speed and direction. The crew then calculated the fuel amount needed to fly back to Calcutta.

The crew of TG311 reported over ROMEO at 0642 UTC and the ACC Controller cleared the flight to SIERRA (KTM radial 202 radial/10 DME) at an altitude of 11,500 feet and told TG311 to expect the Sierra Approach (see Appendix B1) and to report at 25 DME at 11,500 feet. The crew then had a cockpit discussion about the approach and the missed approach. At 0645 TG311 requested the visibility at the airfield and was

* All times are Coordinated Universal Time (UTC) (Nepalese local time minus 5:45 hours) unless otherwise stated.

** See Glossary for all abbreviations and acronyms.

*** Units are consistent with official manuals, documents, reports, and instructions used by or issued to the crew.

advised that runway 02 was "also available". TG311 then requested the "surface condition" and was asked for the flight's distance from the KTM VOR. TG311 replied that they were at 25 DME and again requested the visibility. TG311 was then directed to contact Kathmandu Tower.

At 0646:02 UTC the crew contacted the tower and reported the flight was at 23 DME; the aircraft slats/flaps were selected to the 15/0° setting 5 seconds later. The tower cleared TG311 for the approach to runway 02 and provided a weather report which gave: wind calm; altimeter setting (QNH) 1010 millibars (hectopascals); visibility of 2500 meters to the south and rain overhead the field. The tower then directed TG311 to report at 10 DME leaving 9,500 feet.

The slat/flaps were selected to 15/15° at 0647:01 UTC; approximately 25 seconds later a flap fault was recorded on the flight data recorder (FDR) and a warning (ECAM) chime sounded and recorded on the CVR. The crew then exclaimed that the flaps had not extended and moved the flap lever in attempts to extend the flaps (clacking sound heard on CVR). The ECAM chime sounded again about six seconds later. The crew then discussed the requirement to have the proper configuration in order to land at Kathmandu. When the aircraft was at about 13 DME and descending through 10,800 feet for 10,500 feet altitude, at time 0648:44, the crew made a radio call to the Tower Controller, requesting "back to Calcutta, due to ... technical". Just as the Tower Controller acknowledged the request, the flaps extended normally to the 20° position selected, after having been retracted back to the slat/flap selection of 15/0.

At 0649:08 UTC, about 24 seconds after the request to go to Calcutta, the crew told the tower things were "back to normal" and requested a left turn-out again to join the Sierra approach again and stated "... Can we make a left turn to ROMEO now?". After confirming TG311's request, the Tower Controller transmitted "... clear Sierra approach, report one zero DME, leaving 9500". The crew replied "... we can't land at this time, we have to ...left turn back to ROMEO again and ... start our approach again". The Tower Controller asked for the flight's DME and was told the distance was 9 DME. The aircraft turned left slightly to a heading of 015 degrees.

At 0650:03 UTC, after discussing MOCA (minimum obstacle clearance altitude) among themselves, the crew asked "left turn out now?". The Tower Controller again asked for the DME and was told 7 DME. The crew then initiated a right climbing turn from a heading of 015 degrees, retracted the slats/flaps and reported to the Tower Controller that they were climbing. The Tower Controller responded by asking TG311 to "report one six DME leaving one one thousand five hundred feet for Sierra approach runway zero two". At about the same time, the aircraft nearly rolled out momentarily (bank angle reduced to 2.5 degrees) at a heading of 045 degrees. The crew then replied "...report one zero ... DME, ... one one five", to which the Tower Controller replied "...negative...report one zero DME leaving nine thousand five hundred feet, QNH one zero one zero, Sierra approach runway zero two...". The copilot replied to the Tower Controller by saying "Affirm, report...ten DME, nine thousand five hundred...". Nine seconds later, as the aircraft heading was passing through approximately 116 degrees,

the Captain then called the Tower Controller saying "...we cannot make approach now. We-right turn back to ROMEO and climb to one eight thousand feet...to start our approach again". The Tower Controller's reply was "Roger, ah ...standby, for the time being maintain one one thousand five hundred feet due traffic...". When the aircraft was climbing through 13,500 feet, the crew replied that they would maintain 13,000 feet which the Tower acknowledged with "roger"; the crew inquired "is that okay?".

The Tower Controller reiterated the requirement to maintain 11,500 feet because of other traffic (RA206). An altitude alert warning was then recorded on the CVR, and the aircraft stopped climbing and began a descent from 13,900 feet, as the heading was passing about 245 degrees. At 0652:57 UTC, TG311 inquired about the position of RA206 and was told the other aircraft was estimating Simara at 0657 and was "flight level 150 descending".

TG311, in response to a query from the tower, affirmed they still wanted to go to the ROMEO fix to make an approach. The Tower Controller replied by "Roger". When the aircraft bank angle was reducing from the steady turn value of about 25 degrees right (the heading was rolling out to about 340 degrees), while the aircraft was crossing near the 202 radial of the KTM VOR, the crew asked if they could proceed to the ROMEO fix. The Tower Controller replied by "Roger, proceed to ROMEO now, and contact one two six decimal five". This was acknowledged by TG311 by "Proceed to Romeo and one two six five...". As the bank angle reduced to about 3 degrees, the right turn continued. The copilot then said "Romeo oh direct Romeo oh".

After a delay of about 45 seconds from the acknowledgement of the radio frequency change, during which time the crew discussed MOCA and MORA (minimum off-route altitude) and their present position ("radial two two zero"), as the aircraft rolled out on a heading of 025 degrees, TG311 contacted the ACC Controller. At this time (0654:54), the aircraft was approximately 4 nautical miles south west of the Kathmandu VOR. The crew reported "we are heading zero two five, maintain one one thousand five hundred, we like to proceed to Romeo to start our approach again". The ACC asked the flight to confirm its altitude of 11,500 feet and again asked the intentions of TG311. The flight replied with "...we like to proceed to Romeo, we got some technical problems... concerned with the flight". The ACC Controller then radioed "Thai three one one, proceed to Romeo, maintain one one thousand five hundred, break Royal Nepal 206". This transmission was not acknowledged by TG311; the crew then commenced to discuss the input of data into the flight management system.

The aircraft continued on a steady heading of 025 degrees and passed within 2 nautical miles west of the VOR. At 0656:33 UTC the ACC Controller called TG311 and asked for the flight's DME from Kathmandu. When TG311 replied "...five DME from Kathmandu", the Controller said "confirm two five DME" to which TG311 emphatically answered "Five.. zero five!". The ACC Controller acknowledged the radio transmission and replied "... maintain one one thousand five hundred, report over Romeo". TG311 replied that they would "report over Romeo". At this time the position derived from the FDR showed the aircraft to be about 5 nm north of the Kathmandu VOR.

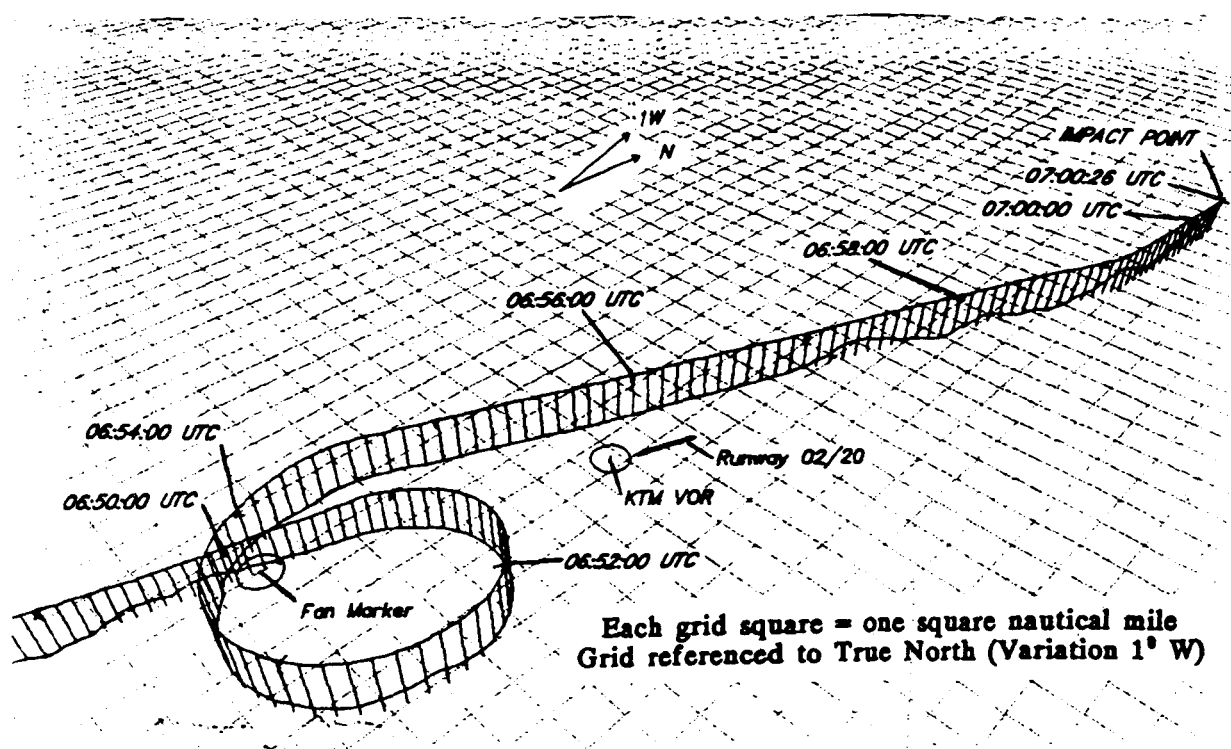


Figure 1. Flight Reconstruction from FDR Data

At 0657:03 UTC, the Captain asked the Copilot to "...find Romeo for me." The cockpit conversation then discusses "Romeo", "Romeo 27 north", "Simara" and using "direct"; sometimes the words were spelled out. The geographical relation of Simara and ROMEO were discussed and at 0657:58 UTC the Copilot states "...we get it, it works direct". At nearly the same time the Captain said "Romeo radial. two zero two, sixteen DME wait. I will follow the line". After the Copilot again indicated a "direct" input, the Captain questioned a turn-back to Romeo and he asked the Copilot to "...punch Romeo in again".

After further discussion regarding "Romeo" and Simara", at about the time of the commencement of a speed reduction from 240 knots indicated airspeed (KIAS) to about 230 KIAS, at 0658:29 UTC, the Captain, radioed "Thai three one one, one four DME". The ACC Controller replied by telling flight to maintain 11,500 feet and to "report over Romeo". The Captain replied to the ACC Controller "one one thousand five hundred, report Romeo...". Further cockpit discussion ensued, apparently regarding the flight management system. At 0658:54 UTC, while at a FDR computed distance of about 16 nm from the Kathmandu VOR, the aircraft commenced a left turn from approximately

025 degrees and rolled out on a heading of about 005 degrees.

Commencing at 0659:02 UTC, there was a 36-second discussion between the ACC Controller and RA206, wherein RA206 was attempting to determine whether or not it was raining at the airport. At the end of this discussion, at 0659:42 UTC, the Captain of TG311 asked the ACC Controller "...what is the visibility"; the Controller asked TG311 to "standby for tower observation and visibility".

Four seconds later, the Copilot in a questioning tone stated "...we are going north..", to which the Captain replied "we will turn back soon". The Captain then radioed "...request right turn back to the airfield". Just as the ACC Controller replied with "...standby for visibility", at 0700:09, the Ground Proximity Warning System (GPWS) sounded a "Terrain" "Terrain" warning, followed by repeated "Whoop whoop pull up".

Seven seconds after the onset of the GPWS warning, "level change" was called and engine speed increased. The Copilot strongly suggested that they "turn back"; the Captain indicated "It's false". Six seconds later, the aircraft struck the south side of a 16,000-foot mountain peak at approximately 11,600 feet asl, at a speed of about 240 KIAS.

The accident site was located at N28°03'09" and E85°27'03" at 23.3 nm on the 015 radial of the KTM VOR. The accident occurred during daylight hours; witnesses near the crash site reported hearing the crash, but did not see it because of the clouds covering the mountains and heavy rain in the area. All on board, 99 passengers and 14 crew members, were killed and the aircraft was destroyed.

1.2 Injuries to Persons

	Crew	Passengers	Others	Total
Fatal	14	99	-	113
Serious		-	-	-
Minor/None		-	-	-
Total	14	99	-	113

1.3 Damage to Aircraft

The aircraft was totally destroyed by the impact with the mountain terrain.

1.4 Other Damage

The crash site was located in the Langtang National Park, at a steep mountain rock face about 11,500 feet asl with dense vegetation in a valley below. The impact forces were sufficient to totally disintegrate the aircraft and cause environmental damage to the area.

1.5 Personnel Information**1.5.1 Cockpit Crew**

	Pilot-In-Command	Co-Pilot
Age	41	52
Pilot Licence	Airline Transport	Airline Transport
Medical Expiry Date	27 November 1992	8 January 1993
Total Flying Time	13250	14609
Total on Type (A310-200/300, A300-600)	4400	4276
Total Last 90 Days	208	202
Total on Type Last 90 Days	208	202
Hours on Duty Prior to Occurrence	4	4
Hours off Duty Prior To Work Period	24	16

1.7 Meteorological Information

1.7.1 Area Weather

The satellite picture from the Bangkok Meteorological Department showed an overcast cloud layer over most of the enroute portion of the flight at 0833 UTC 31 July 1992, with broken cloud over the Kathmandu area. At the time of the accident, the significant weather chart prognosis valid to 1500 UTC, 31 July 1992 for FL 240 to FL 450 showed a centre of low pressure over Delhi and another low pressure southeast of Kathmandu. The cloud layers were generally composed of broken to overcast stratocumulus (SC) and altocumulus (AC) clouds, with isolated cumulonimbus clouds (CB) up to FL400.

1.7.2 Dispatch Weather Briefing

The crew received the terminal area forecast (TAF) for Kathmandu from the Thai Airways Dispatch Office. The Aerodrome Forecasts issued by the Bangkok Aero-Meteorological Division at 0017 UTC 31 July 1992 was issued to the crew in Bangkok before the flight departed and it included a forecast of the weather for Kathmandu, with a valid time of 30 July 1200 to 31 July 0600 (ending before the estimated time of arrival of the flight). The forecast in the later part of the TAF for Kathmandu between 0400 and 0600 UTC was as follows:

VNKT 0624 20006KT 8000 3CU030 6AC100 GRADU 1214 00000 7000 4SC025
4AC100 TEMPO 0624 4000 80RASH/60RA 4ST010 1CB020 8AS090

(The wind was forecast to be from 210 degrees True at 10 knots with the visibility 10 kilometres or more. The clouds were forecast as 3/8 cumulus cloud at 3000 feet agl, with 5/8 altocumulus at 10,000 feet agl. There was a temporary variation with five knot winds and 3000 meter visibilities, in slight rain and thunderstorms. The temporary clouds forecast for this period were 2/8 stratus at 800 feet agl, 3/8 stratocumulus clouds at 2000 feet agl, with 1/8 cumulonimbus cloud at 2000 feet asl and 8/8 altostratus cloud at 9000 feet agl.)

The Aerodrome Forecast for Kathmandu issued by the Bangkok Meteorological Division at 0355 UTC July 1992 (after the flight had departed from Bangkok), valid for the period between 0600 and 2400 UTC, forecast the following weather at Kathmandu.

VNKT 0624 20006KT 8000 3CU030 6AC100 GRADU 1214 00000 7000 4SC025
4AC100 TEMPO 0624 4000 80RASH/60RA 4ST010 1CB020 8AS090.

(The wind was forecast from 200 degrees True at 6 knots with 8000 meters visibility. The forecast clouds were 3/8 cumulus at 3000 feet agl, 6/8 altocumulus at 10,000 feet agl. Temporarily there was to be reduced visibility of 4000 meters in rain showers and slight rain and 4/8 status cloud at 1000 feet agl, 1/8 cumulonimbus cloud at 2000 feet agl and 8/8 altostratus cloud at 9000 feet agl.)

This new forecast would have been available to the crew via dispatch radio communication.

1.7.3 Reports

The crew of TG311 were given the Kathmandu 0600 UTC actual observation, when they initially contacted the Kathmandu ACC at 0626 UTC, as follows:

The wind was reported at 100 degrees magnetic at 5 knots with 10 kilometres visibility. The cloud amount was 8/8 with 2/8 cumulus cloud at 2500 feet agl,

3/8 stratocumulus at 4000 feet agl and 8/8 overcast cloud at 10000 feet agl. The temperature was 23 degrees celsius and the QNH was 1010 Hectopascals.

As per the Nepal AIP Section 1.1 - Met, weather observations at Kathmandu are to be made on the hour, half hour with special observations as required. Although the weather at Kathmandu deteriorated at about 0638 UTC, no special report was issued. There was a tower observation, reporting the wind from 150 to 180 degrees magnetic at 10 to 12 knots, with reduced visibility to the south of 1500 meters and better then 3000 meters elsewhere, was reported and passed to TG311 by the ACC.

At 0634 UTC the ACC Controller advised the flight that runway 02 would not be available for landing, because of the reduced visibility to the south of the airfield, in heavy rain. By 0646 UTC, however, the tower reported to TG311 that the wind was calm and the visibility to the south had improved to 2500 meters, with rain over the airport (TG311 was then cleared for the Sierra approach for runway 02).

The weather office at Kathmandu did record an hourly weather observation at 0650 UTC with the following:

The wind was from 140 degrees magnetic at five knots and the visibility was reported as 5000 meters in rain showers. The cloud was reported as 2/8 cumulus at 2000 feet agl, with a 4/8 stratocumulus at 3000 feet agl and a broken altostratus layer at 10,000 feet agl. The altimeter setting was 1010 Hectopascals and the temperature was 21 degrees Celsius. The Trend Forecast was given as NOSIG.

At 0659:42 UTC, TG311 requested the visibility at the airfield and at 0700:17 UTC ACC Controller reported to the flight that the visibility, to the south, was 3500 meters based on another tower observation. TG311 did not acknowledge this or any other radio call.

1.7.4 Weather at the Crash Site

Witnesses, present near the accident site, reported that the weather was cloudy and there was extensive rain in the area at the time of the accident.

1.8 Aids to Navigation

The Facilities Report for the Tribhuvan airport indicated that the Kathmandu VOR DME, Locator South (LS NDB) and Fan Marker were serviceable at the time of the accident.

In addition, the flight crew of Royal Nepal Airlines flight 206, operating into the Kathmandu airport, near the time of the accident, reported that all the navigation aids were functioning normally and they encountered no difficulties.

1.8.1 VOR/DME

The Kathmandu very high frequency omnirange (VOR), with distance measuring equipment (DME) operates on a frequency of 112.3 MHz. The VOR/DME is located at position N27°40'30" and E85°21'00", 0.6 nautical miles south of the threshold of runway 02. The site coordinates were verified using a GPS receiver.

The company approach chart contains the following warning "Due VOR scalloping on R202 KTM between D9 and D6 use L LS for track guidance".

1.8.2 Fan Marker

A Fan Marker is installed on the VOR/DME approach course to runway 02 at Kathmandu. The Fan marker is located at N27°32'45" and E85°18'00", on the Kathmandu VOR 202 radial at 8.3 DME. The Fan Marker transmits a "dot" "dash" Morse code aural identification.

1.8.3 Locators (Non-directional Beacons)

There are three non-directional beacons (NDB) located at, or near, the Kathmandu Tribhuvan airport, as follows:

LS, frequency 230 kHz, on KTM VOR 202 degree radial at 4 DME at position N27°36'47" and E85°19'25", (Referred to as Locator South).

LE, frequency 252 kHz, on KTM Vor 106 degree radial at 6.5 DME at position N27°38'48" and E85°28'04", (Referred to as Locator East).

KAM, frequency 318 kHz, at the airport, on east side of runway 02/20 at the one-third point; position N27°41'37" and E85°21'21"

According to a Technical Fault Report (Reference number 03848), the LS NDB failed at 0718 UTC, about 17 minutes after the accident occurred; the fault was cleared at 0810 UTC. A NOTAM, regarding the out of service state of the LS NDB, was issued at 0800 UTC and rescinded at 0850 UTC. The failure caused an equipment alarm to sound, which was detected at the moment of failure by the technicians working in the area. The failure was assessed as being due to an electrical power failure, when the commercial source was interrupted.

The Simara NDB, transmitting on 246 kHz, is located on Airway G336, on the Kathmandu VOR 214 degree radial at a DME distance of 39 nautical miles. The identification for Simara is SIM; the position of the NDB is N27°09'00" and E85°59'00". The Simara NDB is located approximately nine nautical miles north west of the ROMEO fix.

1.9 Communications

The air traffic control communication was reviewed from recorder tape from the ATC multi-channel recorder. A transcript was made by the team members of the ATC Investigation Group, comprising members from Thailand, France and Nepal. The ATC recording information is attached at Appendix E.

A review of the ATC transcript indicated that, in some areas, there were a number of repeated communications between the ATC unit and the controlled aircraft. For example, during the period from 06:59.01 to 06:59.39, ten transmissions were made between the ACC Controller and RA 206 to confirm it was raining at the field. Another example is seen in the TG311 transmission at 06:51.57, where the "right" of "right turn" was difficult to discern. Due to the Thai pronunciation of the word "right", it could have been heard as "like" and as a result the context of the transmission could be altered significantly (i.e. from a request to a stated turn of direction). Considerable discussion among the team members ensued as to whether the word was "right" or "like". To the Thai investigators the word was clearly "right".

There were some examples of communication difficulties that appeared to originate from both TG311 and the Controllers. These difficulties were due to the use of non-standard phraseology, incomplete communication, misunderstanding, and at times it appeared that English pronunciation was also a problem. Acoustics in both the Tower and the ACC are reportedly not very good which also increased communications difficulties.

RA206, inbound at nearly the same time, noted that, at times, music could be heard on the VHF radios and reported this to ATC after landing. The CVR tape from TG311 also contained music during some portions of the flight.

The VHF/DF (VDF) direction finding system and the communications equipment were indicating serviceable status in the morning Facilities Report.

1.9.1 Initial Communication with ACC

TG311 initially contacted Kathmandu ACC on 126.5 MHz at 0626:10, when the aircraft was approximately 119 nm south east of the ROMEO fix and maintaining FL350; a position report for MONDA fix and estimates for the ROMEO fix and Kathmandu were then transmitted to the ACC Controller. The ACC Controller then provided the 0600 UTC weather report and informed TG311 that there was no traffic at or above FL150 in the Kathmandu FIR. TG311 was then directed to report over ROMEO. Another flight, RA206, called Kathmandu ACC with estimates for Simara and Kathmandu, about a minute after TG311 checked in with the Controller.

TG311 attempted to contact the Kathmandu ACC at 0633:33 with "Thai three one one, request descent", but received no reply from the Controller. The ATC recording registers three more unanswered transmissions from TG311 from 0633:45 to 0634:03. Thirty seconds later, TG311 called the ACC again and the transmission was answered.

TG311 requested descent and was told again that there was no traffic at or above FL150 in the ACC's "jurisdiction". TG311 replied by "... copy leaving 350 now".

The ACC Controller then called TG311 and provided the Tower observed weather and informed the flight that the Sierra approach for runway 20 was available. TG311 then requested runway 02, but told it was not available "...due poor visibility and heavy rain towards 02 side". At 0640:28, TG311's Copilot acknowledged with "Roger, runway 20, Thai three one one."

At 0642:33, just after TG311 reported over the ROMEO fix, the ACC Controller transmitted "...clear Sierra on radial two zero inbound, descent to one one thousand five hundred on QNH one zero one zero, temperature two one, expect Sierra approach no delay, report two five DME, one one thousand five hundred. The Copilot read back the cleared altitude and the 25 DME reporting requirement. TG311's Copilot requested the visibility at 0645:13; the ACC Controller did not provide the visibility, but advised the flight "...is confirmed runway 02 also available, report 25 DME. The Copilot responded with "Ah...", but five seconds later the Captain transmitted "...confirm runway 02 available?". After this was affirmed, TG311's Captain transmitted again with a request for the "surface condition", to which the ACC Controller asked the flight's DME. The Captain transmitted "...two five DME now, request ah, present visibility". The ACC Controller then told the TG311 to contact Kathmandu Tower on 118.1 Mhz for "tower observations".

Control was handed over to the Tower Controller, when the aircraft was at about 25 DME from the Kathmandu VOR, which is the normal point for transfer of control.

1.9.2 Tower Communication

TG311 called Kathmandu Tower on 118.1 Mhz, when at a reported distance of 23 DME. The Tower Controller cleared TG311 for approach on runway 02 and directed the flight to report 10 DME, leaving 9,500 feet. The Copilot had difficulty reading back the clearance, but the Tower controller did not query the incomplete read-back.

The next communication between TG311 and the Tower controller was initiated at 0648:44 UTC by TG311 (while at about 13 DME from Kathmandu) with the transmission "Thai three one one, request to maintain 10,500 and request..ah, back to .. ah, Calcutta, due to.. ah, technical".

The Tower Controller replied with "Understand Thai three one, like to divert to ah.. Calcutta, due technical". TG311 replied "Affirm" and then just four seconds later says "Ah.. we like to.. left turn out, left turn out again and back to, to join Sierra approach again ah, back to normal now. Can we make a left turn to Romeo now?". The Controller replied by saying "Understand operation normal and you would like to make an approach?". TG311 confirmed this by saying emphatically "Affirm, affirm."

The Tower Controller then cleared the flight for an approach by transmitting "Thai three

one one, clear Sierra approach, report one zero DME, leaving nine thousand five hundred." TG311 did not read back the clearance but stated that the flight "can't land at this time" and again asked for a left turn back to Romeo to "start our approach again". The Tower Controller replied by requesting the flight's DME from Kathmandu. TG311 said they were at 9 DME and also gave their altitude. When the controller attempted to confirm the previous transmission by saying "understand nine DME, 10,500 feet", the Captain directed the Copilot to reply to the Tower controller and the Copilot transmitted "We will maintain 10,500 feet."

The next radio communication was made at 0650:14, by the Captain of TG311 saying "...left turn out now?" The Tower Controller's response was another request for the flight's DME. The Copilot then transmitted "...seven DME, request left turn back". Four seconds later, at 0650:25, the Tower Controller replied "Roger ten DME copy sir, report one six DME leaving one one thousand five hundred. TG311 did not reply to this instruction.

The next radio transmission from TG311, at 0650:57, was "..we're climbing"; no altitude was given. The Tower Controller repeated the instruction to report at 10 DME at 11,500 feet and added "for Sierra approach runway 02". After a short delay, the Copilot transmitted ".. report one zero ah DME ah, one one five". The Tower Controller replied with "Negative sir negative, Thai three one one report one zero DME, leaving nine thousand five hundred feet...QNH one zero one zero, Sierra Approach runway 02 ...". The Copilot then read back the 10 DME, 9,500 reporting requirement and the Tower Controller replied by "Affirm, affirm".

The Captain then immediately commenced transmitting, at 0651:55, "Kathmandu, Thai three one one, we cannot make approach now. We right turn back to Romeo and climb to one eight thousand feet.. to start our approach again". The Tower Controller's reply to this was "Roger, ah .. standby, for the time being maintain one one thousand five hundred due traffic, for the time being maintain one one thousand five hundred feet".

The Captain transmitted again with "Okay, we maintain one three thousand now". The Tower Controller merely replied "Roger".

TG311's Copilot then asked the Tower Controller "Is that okay?". The Tower Controller then reiterated the requirement for TG311 to maintain 11,500 because of other traffic (RA206). The Copilot then transmitted "Descend to ah one one thousand five hundred, we are now 8 DME".

The Captain called the Tower and requested the position RA206; the Tower Controller again provided TG311 with the altitude and estimates information for RA206. The Captain then transmitted "Okay we are in descend to one one five zero, ah .. 9 DME from Kathmandu". The Tower Controller replied with "Roger...", but then five seconds later, at 0653:38, he transmitted "Thai three one one, understand you like to proceed ah Romeo to make an approach?". The Captain then replied (Affirm, affirm), to which the Tower Controller merely said "Roger". Sixteen seconds after the Tower Controller's "Roger" reply, at 0653:56, TG311's Captain asked "Kathmandu, Thai three one one,

confirm we can proceed to Romeo now?" The Tower Controller replied "Roger, proceed to Romeo" and TG311 was told to contact the ACC Controller on 126.5 MHz.

At 0654:10 the Tower Controller informed the ACC Controller by telephone that TG311 was "unable to make approach" and the flight was proceeding to ROMEO again. The ACC Controller questioned "again to Romeo". The Tower Controller inquired as to the possibility of the flight climbing to flight level 180, but was told that RA206 was descending. It was established that the flight would maintain 11,500 feet, but the ACC Area West Controller questioned why the Tower Controller sent the flight to ROMEO to which the Tower Controller indicated that it was TG311's choice. About the same time that TG311 contacted the ACC Controller, the Tower and ACC Area West Controller discussed, via telephone, the appropriate altitude for RA206. It was confirmed that RA206 would be permitted to descend to flight level 150.

The Tower Controller called TG311 again, about 55 seconds after the flight had established contact with the ACC Controller (0655:49). Three more unanswered radio calls were made by the Tower Controller in six-second intervals until at 0656:36, the Tower Controller transmitted "Thai three one one, Kathmandu Tower, please contact on 126.5 ...". None of these five radio calls were recorded on TG311's CVR.

1.9.3

Area Control Centre Communication

TG311 did not contact the ACC until 46 seconds after acknowledging the frequency change given by the Tower Controller. During this time period, RA206 transmitted a request for descent; ACC did not reply to this transmission. RA206 then made another radio call to the ACC controller, stating that the flight was 12 miles from Simara and descending through FL175 for FL150; the flight was told to "standby" at 0654:50. This radio dialogue was not recorded on the TG311's CVR.

TG311 contacted Kathmandu ACC at 0654:54 and was told to "go ahead". The Captain transmitted "Ah we are heading zero two five, maintain one one thousand five hundred, we like to proceed to Romeo to start our approach again". TG311 was asked to confirm that the flight was maintaining 11,500 feet, which the Captain affirmed. The ACC Controller then transmitted "Maintain one one thousand and go ahead your intention". The Captain replied "Ah...we like to proceed to Romeo, we got some technical problem.. concerned with the flight". The ACC Controller, at 0655:29 then immediately transmitted "Thai three one one, proceed to Romeo, maintain one one thousand five hundred, break Royal Nepal ..." and cleared RA206 for descent to FL150 and instructed RA206 to report over Simara". RA206 answered, but TG311 did not respond to the 0655:29 radio transmission.

About one minute later, at 0656:33, the ACC Controller called TG311 and after being told to "go ahead" transmitted "Descend one one thousand five hundred and proceed to Romeo. Go ahead your DME for Kathmandu". TG311's Captain responded with "We are five DME from Kathmandu" to which the ACC Controller questioned "Confirm two

five DME"; the Captain's reply, with emphasis, was "Five.. zero five" (0656:50). The ACC Controller then acknowledged with "Five DME, roger, Thai three one one, maintain one one thousand five hundred, report over Romeo". The Copilot, at 0656:59, replied "Report over Romeo one one thousand five hundred". At this time the aircraft was about 5 nm north of the VOR.

When the FDR shows that the aircraft was about 14 nm north of the VOR, at 0658:29, TG311's Captain transmitted "Thai three one one, one four DME. The ACC Controller replied "Thai three one one, maintain one one thousand five hundred, report over Romeo" to which the Captain stated "one one thousand five hundred, report Romeo, Thai three one one".

A few seconds later RA206 called the ACC Controller as was told "... clear to Sierra.." at 12,500 feet. RA206, at 0659:02, then acknowledged the holding clearance and inquired "is it raining over the field?". After ten more radio transmissions, at 0659:38, RA206 acknowledged that it was "raining over the field". The radio transmissions from the ACC Controller were short and the initial part of his transmissions appeared to be clipped, leaving only "...tive raining".

At the end of the discussion between RA206 and the ACC Controller about the rain, the Captain of TG311 radioed "Request visibility from Thai three one one". Before the ACC Controller replied, RA206 also asked "... what is the visibility?". The ACC Controller replied for TG311 to "standby for tower observation and visibility". About nine seconds later, TG311 transmitted "Ah, Kathmandu, thai three one one, request right turn back to the airfield". The ACC Controller replied with "...standby for visibility". About eight seconds later the ACC Controller transmitted the airport visibility, but TG311 did not reply; the radio transmission was recorded on the CVR. No further radio transmissions were made by TG311.

All of the radio transmissions with ACC Kathmandu after TG311 recontacted the Controller at 0654:54, were made by the Captain, with the exception of the 0656:59 transmission by the Copilot agreeing to "Report over Romeo...".

1.9.4 Perception of TG311's Flight Path from Communication

The Controllers were asked as to their impression of the flight path followed by TG311, based on the radio communication that took place. Their general impression was that TG311 was to the south, heading to ROMEO, and therefore was at a safe altitude. There was also an impression that the flight had held to south for a short time. The Controllers expected that TG311 would have entered the hold when faced with a problem. The ACC Controller thought that when TG311 reported at 14 DME, the flight was 14 nautical miles to the south.

1.9.5 ATIS Transmission.

An Automatic Terminal Information Service (ATIS), giving weather, runway and other

useful information for pilots, is also normally available on the VOR frequency (112.3 MHz). Crews operating into Kathmandu reported that the ATIS has limited usefulness because of its short range, the absence of current information and the weak radio signal relative to the VOR identification transmission. It could not be determined if the ATIS was working properly, in that it was not being recorded by the ATC recorder. No complaints were made regarding the absence of ATIS, nor were the flights asked to confirm that they had received ATIS upon radio contact.

19.6 VHF/DF (VDF)

A Telerad very high frequency direction finding radio (VDF) is installed in the Kathmandu Tribhuvan Control Tower, for use on frequency 118.1 MHz (Tower). The VDF installation is shown below in figure 9. The VDF antenna is located on the east side of the runway near its mid-point.

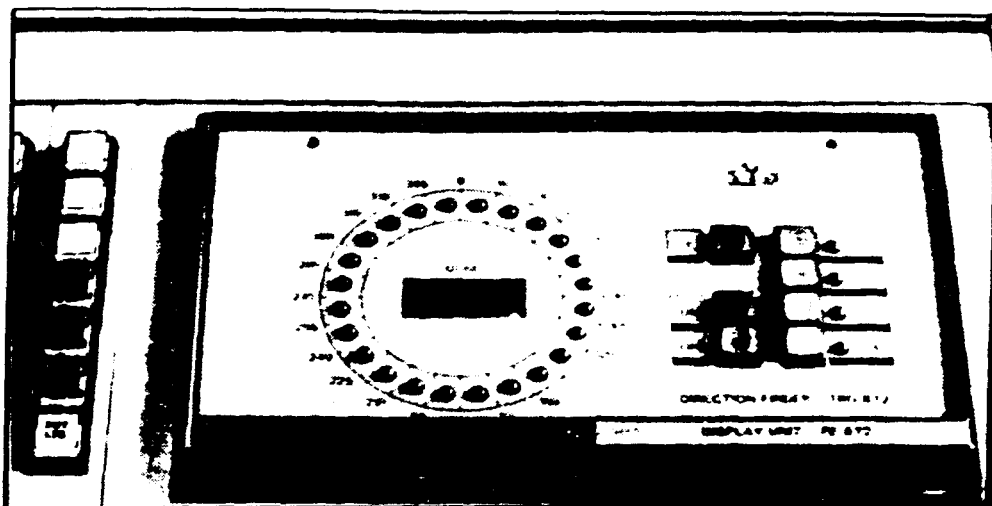


Figure 9. VDF Installation in Kathmandu Control Tower

The VDF provides a bearing, from its antenna, to the aircraft or station transmitting on the useable frequencies. The bearing information is presented by a series of lights, situated at the edge of a circle at 15 degree intervals. A radio transmission causes the light to illuminate and gives the user an analog display of the bearing to the transmitting source. Only the Tower has a VDF console. The ACC is not equipped with the indicator, nor are ACC radio frequencies detectable or useable by the VDF equipment.

The Controllers reported that there is a hesitation to use the VDF because it was not

calibrated and there are no published procedures for its use. The investigation team observed an aircraft approach and circle to land on runway 20. The bearing information provided by the VDF appeared to be correlated to the actual aircraft position. With the aircraft on short-final approach to runway 20, the VDF showed 015 to 030 degree segment. A flight calibration check of the VDF on 29 October 1992 reported a tolerance range of 10° to 11°; the VDF had not yet been officially commissioned.

All radio transmissions between TG311 and the Tower Controller, on 118.1 Mhz, were made when the aircraft was south of the VDF antenna.

1.10 Aerodrome Information

1.10.1 Airport

The Kathmandu Tribhuvan International Airport is situated in the Kathmandu Valley, at a field elevation of 4390 feet (1338 m) above sea level (asl). The mountains, surrounding the valley rise, to approximately 9655 feet (2944 m) asl within 12 nm south east of the airport and up to 8365 feet (2550 m) asl at 8 nm to the south west. The terrain is higher to the north with a spot height of 11,529 feet (3514 m) asl at about 18 nautical miles north of the airport (approximate bearing 020°). The peak heights rise to nearly 20,000 feet (6000 m) at a distance of 29 nm north of the airport.

Runway 02/20 is a paved runway with a length of 3050 m (10,007 feet) and a width of 46 meters (151 feet). Runway 02 has high intensity approach and runway lighting, as well as a T-VASIS that provides useable glide path information within 2.5 nm of the runway threshold. The threshold height of runway 02 is 4313 feet (1314 m) asl.

1.10.2 Sierra Approach Procedure

The Kathmandu Sierra approach is a non-precision VOR/DME procedure, that allows straight-in landings on runway 02 or a circling procedure (east of the airport) to runway 20. According to the SAS - STOOV - KT# - 500 - Y chart (Appendix B1), used by Thai Airways International crews, the minimum descent altitude (MDA) for the straight-in runway 02 approach is 5,120 feet asl (800 feet agl). The circling MDA is 5,570 feet asl (1,100 feet agl). The visibility limit for both the straight-in and circling approaches is 3.0 km.

The Sierra approach is defined by eight points using DME (16, 13, 10 = SIERRA, 8, 6, 5, 4, 2 and 1) from the Kathmandu VOR and the LS (Locater South) non-directional beacon, which is at 4 DME. The minimum altitude from 16 DME to 13 DME is 10,500 feet, after which a descent can be commenced to cross the 10 DME fix (SIERRA) at 9,500 feet. Once cleared for the Sierra approach, flights are normally requested to report passing 10 DME at 9,500 feet.

The steepest descent angle, 6.6 degrees, occurs between 8 DME and 6 DME; two other

DME segments require a descent angle greater than 6.0 degrees. The approach chart used by Thai Airways International contains the note "- LDG configuration latest D13 KTM recommended" and also advises crew to use the LS for track guidance because of VOR scalloping between 9 DME and 6 DME.

The approach chart plan view provides spot heights of terrain features. The maximum spot height shown to the west (left when inbound) of the 202° radial is 8365 feet asl; the maximum height, to the east (right when inbound) of the final on-course, is 9655 feet asl.

The minimum sector altitude between the 065 and 230 radials of the VOR is 11,500 feet; between the 230 and 320 radials the minimum sector altitude is 10,500 feet. For the sector from the 320 degree radial to the 065 radial the minimum altitude is FL210 (about 21,000 feet, depending on the deviation from standard meteorological conditions).

1.10.3 Sierra Missed Approach Procedure

The standard missed approach published for the Sierra approach is a climb straight ahead to the VOR, a climb on the Kathmandu VOR 022 degree radial to 2 DME. At 2 DME a right turn is commenced onto the 4 DME arc, to be flown until intercepting the 106 radial inbound, then overhead the VOR, proceeding outbound on the 291 degree radial to the WHISKEY fix, located at 10 DME, at or above 9,500 feet asl. The aircraft is to enter a published holding pattern at the WHISKY.

1.10.4 Holding Procedures

There are four published holding fixes for the Kathmandu Tribhuvan airport. These can be seen on the Jeppesen (H/L) Area Chart (Appendix B2). At the SIERRA fix (10 DME), aircraft may hold on the 202° radial with an inbound track of 022°, using left turns; the minimum altitude for the SIERRA hold is 10,500 feet asl.

Holding is also conducted at the VOR, using an inbound track of 022° with right turns; the minimum altitude for holding at the VOR is FL150 (about 15,000 feet asl). The hold at WHISKEY uses left turns, holding inbound on the VOR 291° radial (111° track), with a minimum altitude of 9,500 feet asl. A holding can be conducted at the ECHO fix, inbound on the 106° radial of the VOR at 10 DME, using right turns; the minimum altitude for the ECHO hold is also 9,500 feet asl.

1.10.5 Airspace Description

The Kathmandu Terminal Control Area (TMA) is located within the Kathmandu Flight Information Region (FIR), which includes all the airspace over the Kingdom of Nepal. The TMA is comprised of all airspace within a 25 nautical mile circle of the Kathmandu VOR, except the airspace outside a line joining N 27°57'48", E85°00' to N27°46'00", E85°48'30"; the line reduces the TMA size north of the VOR. The Kathmandu TMA is depicted on the Thai Airways Route Facility Chart (RFC) as seen in figure 10 below.

The base of the TMA is 8500 feet asl and upper limit is up to and including FL460.

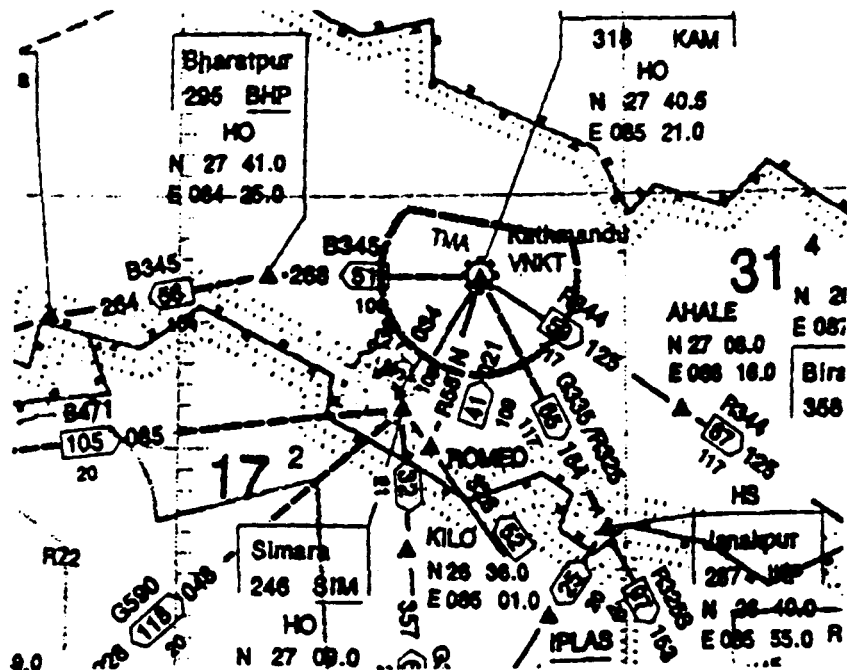


Figure 10. RFC Chart Showing Kathmandu Area

The Kathmandu Control Zone is a 10 NM circle based on the Kathmandu VOR which extends from the ground level to 8500 feet asl.

1.10.6

IFR Arrival Procedures

There is no air traffic control radar system installed at Kathmandu. Procedural control is used, wherein the Controllers must compute the protected airspace and altitude separation for traffic, based on the fix estimates and position reports provided by the aircraft.

Arriving IFR aircraft are to obtain an ATC clearance, at least 10 minutes prior to entering Nepalese controlled airspace. Normally air traffic proceeding inbound on the R 581 air route from Calcutta via MONDA, IPLAS and ROMEO, after establishing contact with the Kathmandu ACC, is expected to reach the ROMEO fix (Kathmandu VOR radial 202° at 41 DME) at or above FL150. The descent clearance should be issued by Calcutta ATC, who directs traffic inbound to Kathmandu to contact the ACC,

when the flight is over the MONDA fix, which is still inside Calcutta airspace. From the ROMEO fix, aircraft proceed inbound on the KTM 202° radial, to carry out the Sierra approach.

Aircraft proceeding inbound from ROMEO, on the 202 radial, are normally cleared by the ACC Controller to proceed to the SIERRA fix and descend to 11,500 feet and to report at 25 DME. Normally, when there is no other traffic, at 25 DME the aircraft control is passed to the Tower Controller, who clears the flight for the approach.

1.10.7 Letter of Agreement

A Letter of Agreement, titled *Kathmandu Control (East), Kathmandu Control (West), Kathmandu Tower - Letter of Agreement* exists with the purpose to cover "control service for IFR/controlled VFR flights at Kathmandu International Airport". The Letter of Agreement defines the jurisdiction of each controlling agency. The jurisdiction for Kathmandu Tower is as follows:

That airspace at and below 8,500 ft within 10 nm radius from VOR plus 8500 ft to 11500 ft extending up to 25 nm radius.

The Letter of Agreement also outlines arrival and departure coordination procedures between the Tower and the ACC's. Two of the arrival procedures are given below:

Kathmandu Tower shall not clear arriving aircraft to deviate from the route assigned by the control until such aircraft are within airspace permanently delegated to Kathmandu Tower, and

When holding is anticipated, the Tower shall advise the Control prior to the aircraft reaching the holding fix. Holding shall be accomplished in control's airspace.

1.11 Flight Recorders

The Cockpit Voice Recorder (CVR) was found on 4 August 1992. The outer orange case was severely damaged but the inner tape case was intact. The CVR was not fire damaged.

The flight data recorder (FDR) survived the impact and was recovered from the accident site on 6 August 1992. The inner tape case was found without the orange avionics box. The tape case appeared to be relatively undamaged and did not appear to be burned.

The recorders were transported to the Transportation Safety Board of Canada (TSB) (TSB) Engineering Laboratory in Ottawa for analysis. Accompanying the recorders were two representatives of the Nepal Commission for the Accident Investigation, two advisors to the Accredited Representative of France and an advisor to the Accredited Representative of Thailand. The recorders arrived in Canada late Saturday, 9 August

1992; the analysis commenced on 10 August.

Preliminary FDR information was sent to the Commission on 11 August. A plot of the last seconds of engine parameters was sent, as well as data related to the ground track of the aircraft, on 13 and 15 August 1992. A final report (LP 106/92) was presented to the Commission, as well as tabulated data for the recorded parameters for the last 35 minutes of the flight, and a video reconstruction with correlated CVR text for the same period.

1.11.1 Flight Data Recorder

The Flight Data Recorder (FDR) was a Sundstrand UFDR Model (Universal Flight Data Recorder). Only the crash protected enclosure remained of the recorder. The enclosure was found to be damaged, such that it was no longer sealed. When the recorder was disassembled, it was discovered that the tape had broken and was physically damaged with a few small holes present. The damage was attributed to impact; the area of the tape that was exposed to the heads and tape guide rollers sustained the damage. Moisture and dirt were found inside the enclosure and various fasteners had been broken. The tape was spliced together and cleaned prior to playback.

The original tape was played back and the accident recording was found on track one. The data were converted into engineering units using the standard documentation supplied by Airbus Industrie. Some documentation was on hand at the TSB from the aircraft's service with the Canadian carrier, Wardair. A total of 156 parameters were recorded.

The FDR was synchronized to the CVR using VHF keying. In doing so it was noted that there were five seconds missing data at the end of the FDR tape; this section of the tape was impact damaged. Analysis of the raw waveform yielded partial recovery of the data over the five second period.

Data recovery problems also occurred from the tape for a three second period, at a time corresponding to about 15 seconds prior to the end of the tape, which were also attributed to physical damage to the tape. Further analysis resulted in the recovery of all the data over the three second period. The remainder of the recorded data were recovered with excellent quality, with the exception of a few bad data points which were identified and documented on file.

Some of the listed parameters were not recorded properly. These included: Throttle Lever Angle for Engine 2 (TLA#2); Low Pressure Engine Compressor Speed for Engine 2 (N1#2); and Centre of Gravity (intermittent function).

Time (UTC) was recorded every four seconds to a resolution of six seconds. This format resulted in a repeating time pattern which was observed every 12 seconds. A shift in the time period was noted approximately 22 minutes prior to the time of the impact. This shift was considered to be due to differing time bases between that of the

FDR Acquisition Unit and the UTC device. To determine UTC, the FDR frame counter and the UTC recordings were assessed prior to the discrepancy in recorded UTC. A unique time base was obtained which matched the UTC up to the time of the shift. This time base yielded a time of impact of 0700:26 UTC. This time base, however, was noted to differ from recorded UTC by approximately plus 2 seconds for times from the shift to the end of the recording.

Several areas of interest were studied using the FDR parameters. These included: the Slat/Flap Parameter Data including faults; Engine parameter data and navigation data. The FDR data showed that the Autopilot Command number 1 was engaged for the entire last 35 minutes of the flight to the impact time; VHF number 1 was the only VHF radio used by the crew during the same period.

The FDR confirmed that there was no catastrophic or unusual dynamic event incurred by the aircraft prior to the impact.

1.11.2 Cockpit Voice Recorder

The CVR was a Sundstrand AV557C, using four tracks which recorded cockpit area microphone, a track for each of the Captain's and Copilot's interphone and a fourth track, that recorded the third cockpit (jump seat) interphone mixed with the public address system. The CVR worked well and was reasonably intelligible. The cockpit area microphone (CAM) recorded the radio sounds, indicating that an overhead speaker was selected "on". It was determined that the CVR tape speed was approximately two percent slow.

A preliminary transcript was sent to the Commission on 12 August 1992. This transcript was prepared with the assistance of a translator, obtained through the Canadian government. The translation assistance was required because the adviser to the Thailand Accredited Representative had to leave Ottawa and the Thai language was generally spoken by the cockpit crew.

On 14 August 1992, two other advisors to the Accredited Representative of Thailand arrived in Ottawa, to review and correct the initial CVR transcript. A transcript, including the revisions introduced by the review, was sent to Nepal on 15 August 1992. The review by the Thai aviation professional advisors improved the transcript and explained some phrases. Further CVR work was carried out at the Recorder Playback facility at the Bureau Enquêtes-Accidents (BEA) in Paris, using a copy tape, when the investigation team representatives from Thailand and Nepal were in France for simulator tests, held at the Airbus Industrie facility in Toulouse.

The Thai Accredited Representatives, with the assistance of Thai Airways International pilots, reviewed the CVR tape, along with the transcript produced to that point and introduced some wording changes and filled in some phrases that were previously considered to be unintelligible. The phrases unique to the Thai review were again studied and a final transcript was produced.

The CVR transcript showed active conversation by both pilots during the complete duration of the recording. The CVR transcript is attached at Appendix F.

1.12 Wreckage and Impact Information

The aircraft wreckage was located in the Great Himalayan mountain range, north of Kathmandu, approximately 3.5 miles east of Gyangphedi in the Nuwakot district of Nepal. The aircraft struck the south east ridge of a mountain at an elevation of 11,500 feet asl at Latitude N27°03'09" and Longitude E085°27'30". The impact point was located 23.3 nm on a bearing (radial) of 015 degrees magnetic relative to the Kathmandu VOR (the VOR is located 0.6 nm south of the extended runway centreline).

The geography of the crash area consisted of steep, rugged, mountainous terrain with peaks reaching in excess of 16,000 feet in the immediate area. The aircraft heading at impact as recorded by the FDR was between 004 to 005 degrees. The terrain continued to rise ahead of the aircraft path from 11,500 feet to over 15,000 feet over the next 2 nm.

The aircraft initially struck a 60 to 70 degree sloping rock face scattering wreckage below the point of impact for approximately 600 m and, for some 800 m down the right side and 400 m down the left side from the point of impact. The scatter was consistent with a single, high velocity impact resulting in the total destruction of the aircraft. The mountainous terrain and thick bamboo overgrowth made examination and documentation extremely difficult and dangerous.

The initial impact area exhibited charring with small burned pieces of wreckage consistent with an explosion and subsequent fireball. The evidence of fire damage to the terrain and wreckage, further down from the point of impact, was sporadic.

The wreckage was examined and documented; some limited amount of wreckage was catalogued. No major airframe sections or major structural components were visible, except for the right elevator, along with a section of the aft fuselage bottom skin from the area of the tail bumper. Complete cataloguing of the wreckage and its distribution was not attempted, due to the hazards involved in accessing the site. In addition, information provided by the FDR and the CVR was considered to be adequate for investigation purposes. Return to the site, for specific components or further examination was not deemed to be a requirement, or prudent. The analysis of the FDR and the CVR did not reveal any evidence to indicate any faults, or problems with the aircraft structure, up to the time of impact. The aircraft was in cruise configuration, the slats/flaps at 0/0 with the landing gear up, at the time of impact.

1.12.1 Power Plant

The aircraft was equipped with two GE CF6-80C2A2 high by-pass turbo fan engines. On site examination of the engine components was limited due to the difficulties of the accident site. Examination of the engine components located showed evidence of high rotational speed at the time of impact. However, insufficient engine hardware was located to confirm that both engines were rotating at high speed. The engine parameters provided by the FDR showed conclusively that both engines were operational and producing power at the time of impact. There were no faults noted with either engine.

1.12.2 Electrical System

The few electronic circuit boards, retrieved from the site, were examined for possible non-volatile memory capability. Those boards examined had sustained heavy impact damage and were not considered to be of any use in retrieving non-volatile memory.

1.13 Medical Information

Due to the trauma suffered during the impact, autopsy and useful toxicological of the victims were not possible. There was no evidence that incapacitation or physiological or psychological factors affected the crew's performance.

1.14 Fire

Approximately 19 tonnes of fuel remained on board, at the time of impact. Thus the fireball would have been fuel fed as fuel escaped and was sprayed into the immediate area. There was no evidence of any wide-spread post-crash fire, as pieces of wreckage examined remote from the impact site, as well as the vegetation, did not exhibit any charring or burn patterns, indicating the fire was confined or localized to the initial impact zone. Witnesses reported hearing an explosion and stated that some of the wreckage apparently burned throughout the night following the accident.

There was no evidence of fire before the occurrence.

1.15 Survival Aspects

The accident was not survivable because of the high impact forces developed.

1.15.1 Search and Rescue

A search was commenced for the aircraft, shortly after communication was lost with TG311. Because the flight had last been cleared to the ROMEO fix, and Air Traffic Control had the impression that the aircraft was proceeding to the south, and following a rapid review of the Air Traffic Control communication, initial air and ground search efforts concentrated on areas south of the airport. During the afternoon of the day of the accident, an apparent eyewitness sighting of smoke was reported to the southwest of the airport. During this period, the weather conditions of low cloud made search efforts difficult; all the designated areas to the south of the airport could not be searched.

The next day, 1 August 1992, a second review of the Air Traffic Control communication record revealed the comment by the TG311 crew "heading 025" at one point; search sectors to the north were then planned. Later in the day, eyewitness reports were received indicating the possibility of the accident having occurred north of the airport. Communications from the area are limited due to its isolation. That evening, ground troops were dispatched to the reported area; the wreckage was located nearly simultaneously by the air and ground search parties early on Sunday morning, 2 August 1992. It was quickly determined that no one had survived the accident and work commenced immediately to remove the victim's remains from site.

The accident site was extremely difficult and dangerous. The steep slope and high altitude made recovery efforts time consuming. Recovery efforts required the extensive use of the Nepalese Army Alouette and Super Puma helicopters operating from Kathmandu Airport, a base camp at an elevation of approximately 8300 feet asl and at a landing pad above the accident site, at an elevation of approximately 12,500 feet asl.

An investigation team member lost his life due to physiological problems, while proceeding from the accident site back to the base camp, a five hour trek. Those on the site, and at the base camp, were prone to suffer leech bites and other environmental problems.

2.0**ANALYSIS****2.1****Introduction**

The analysis of the TG311 accident, based on the factual evidence gathered during the investigation, will discuss several facets of the flight. The approach, from the flight's initial contact with Kathmandu Air Traffic Controller to the occurrence of the flap problem, and the crew's reaction to it, will be addressed. The analysis will then discuss the reason for TG311's travel toward the north following the 360-degree turn. Then the discussion will consider the reasons why the flight continued until the impact with terrain to the north and why the accident was not averted. During the discussion, the activity of the crew will be reviewed and various decisions will be analyzed.

Before proceeding, it is worthy to note that the investigator's impressions are, in part, shaped by knowledge of the outcome (hindsight) of all the decisions made, an advantage not available to the crew or the air traffic controllers. As well, investigators were not time-limited to minutes or seconds in their analysis of the apparent evidence or problems.

2.2**Initial Phase of the Approach**

TG311 appeared to be operating normally upon establishing radio contact with Kathmandu ACC. Initially the crew must have considered this to be a normal flight into a familiar airport. The first difficulty the crew encountered was their inability to contact the ACC Controller when the flight was seeking a descent. The Copilot made three unanswered calls, then the Captain attempted to contact the Controller and was successful on the third attempt. The ATS recording received all the radio calls made by TG311. The reason that the Controller apparently did not hear the transmissions is not known, but the delay in answering had no direct effect upon the flight's progress. The fact that the Captain took over the radio communication duties was a normal reaction when one crew member is unable to contact a station, possibly suspecting an on-board radio transmission problem. When the Captain was also initially unable to contact the ACC Controller, it likely caused him a certain amount of frustration. However, the Controller was contacted shortly afterward and TG311 commenced its descent to Kathmandu.

There is no indication from the CVR that the crew attempted to obtain ATIS information using the Kathmandu VOR frequency, nor is it certain that there was ATIS information on the VOR frequency. The crew may have elected to not use the ATIS because their attempts to use it on previous trips to Kathmandu likely were unsuccessful. The TG311 crew obtained the 0600 UTC Kathmandu weather report from the ACC Controller prior to the request for descent. With 2,500 foot and 4,000 foot scattered cloud layers and 10,000 foot overcast cloud, and a prevailing visibility of greater than 10 kilometres, the weather would not have appeared to be a problem.

2.2.1 Deteriorating Weather

The crew approach briefing commenced as the aircraft was in descent to Kathmandu; the Captain conducted the briefing. Important considerations for the approach, such as the requirement for landing configuration at 13 DME, were discussed. The briefing atmosphere was relaxed and was interspersed with other activity, such as the monitoring of the Cabin Crew announcements. The crew was then informed by the ACC Controller that the weather at Kathmandu had deteriorated; the visibility had reduced to only 1.5 kilometres to the south of the airport. Also the wind speed from the south had increased, causing a downwind landing situation for the favoured runway 02. The Controller informed the flight that the approach had to now be made to runway 20. The Captain's quick instruction to the Copilot to request runway 02 from ACC shows that he was not content to use runway 20. This reluctance was understandable, considering that the circling approach adds some difficulty in making the approach.

The conversation regarding the wind speed was made to assess whether or not the wind was within the performance limits. A 10 knot downwind component is permissible; the wind at 150 to 180 with a speed of 10 knots, gusting to 12 knots produces a maximum downwind component of 8.8 knots. The allowable downwind component of 10 knots was not exceeded, but the crew did not discuss the implications of the tailwind component on landing distance. A slight element of confusion was injected because the Copilot had not understood the radio transmission from the ACC Controller and the Copilot indicated that he thought the maximum wind speed was 18 knots. Such a speed would have made the wind outside of limitations. The Captain correctly interpreted the wind speed, which was within limits for a runway 02 landing. In any case, TG311's request to make the approach and landing to runway 02 was denied because of the "poor visibility and heavy rain" to the south of the airport.

Faced with the approach visibility limits of 3000 meters and a requirement to circle, the Captain voiced "I guess we can't make it" to which the Copilot replied "Got to go in first"; the Captain wisely decided to calculate how much fuel he needed to fly to the alternate airport of Calcutta. He asked the copilot for the amount required, but the Copilot did not answer the Captain's question. Instead he replied that they had enough fuel to go to Bangkok (which was further away than Calcutta); the inference being that therefore there had to be enough fuel to go to Calcutta. The Captain's next question "Calcutta, how much" showed that he did not get the answer he was looking for; he likely was trying to calculate the time at which he would have to divert, which would be based on calculated fuel needed to divert safely. A sigh uttered by the Captain was recorded just after this the fuel discussion possibly showing frustration. Several factors could have caused the Captain to be frustrated, including: unexpected weather conditions; the requirement to make a circling approach to runway 20, with observed weather on the approach below the circling minima; and his interaction with the copilot and the ATC Controller (not getting what was asked for). The flight continued toward the ROMEO fix in descent.

The Captain resumed his approach planning and briefed the Copilot on the circling

limits. The briefed minimum descent altitude (MDA) was not according to the Thai Airways approach chart. The Captain gave the straight-in limits of 5,120 feet asl, whereas the published MDA for a circling approach is 5,570 feet asl. The briefing was interrupted by a requirement to report as the flight passed the ROMEO fix, whereupon the flight was told to expect the Sierra approach and to call at 25 DME. The Captain indicated that he would follow Sierra (10 DME) after questioning the 25 DME call; the flight continued to track the 202 radial inbound. At the same time the Copilot indicated that nothing could be identified on the radar. This comment likely was the result of the large amount of red returns from the high terrain around the airport and the heavy rain which was present. The Captain's comment "...leave one VOR on for me" indicates that likely one Navigation Display was either in the ROSE or ARC mode. The Captain, in continuing the approach briefing stated "We can descend to ten thousand five hundred if we are on radial 022", whereas the radial used for the approach is actually 202. This statement may have been a simple slip of the tongue or just the reading of the only track number seen on the approach chart.

2.2.2 Reverting to Runway 02

After completing the approach briefing, including a review of the missed approach instructions, the Captain wisely sought further information regarding the visibility at Kathmandu airport. He instructed the Copilot to request the weather; the reply from the ACC Controller was that runway 02 was "...also available" and a repeated requirement for TG311 to report at 25 DME. The Copilot replied by agreeing to report as requested, but did not take note of the fact that their desired runway was now available. The Captain suddenly realized that some important information had just been received and immediately took over the radio communication to confirm what he thought he had heard. The Captain repeated his still unanswered question concerning the visibility ("surface condition") at the airfield. The question was not answered; the ACC Controller asked for the flight's distance from Kathmandu. In replying with 25 DME, the Captain again immediately included a request for the visibility. The Captain was told that the flight was to contact the Tower Controller for the weather information. Meanwhile the Captain slowed the aircraft below 240 KIAS and called for slat extension.

Upon check-in with the Tower Controller, TG311 was cleared for the Sierra approach to runway 02 and was provided with the latest visibility report of 2,500 meters. After the Copilot was told to leave the radar "on" to provide a reference, the slats/flaps were selected to 15/15. The Copilot was then instructed to cross-check the altitudes on the approach chart. The flight was close to the approach track and was following the approach profile at an appropriate speed as the flaps were extending to 15/15; the DME was at about 18 nm from the Kathmandu VOR when the flap fault occurred.

2.2.3 Captain's Intentions and Perceptions

There is no doubt that the Captain intended to carry out the Sierra approach and was in a reasonable position on the approach. The visibility was less than the 3,000 meters required, but this fact was not causing the approach to be discontinued. The decision to continue was in accordance with the company procedures, which allowed the approach to continue to the outer marker (considered to be the 10 DME fix - Sierra); this point had not yet been reached when the flap fault had been encountered.

To this point in the flight the Captain had to resolve some items himself, overriding the Copilot on a couple of occasions by taking control of the radios. It appeared that the Captain wanted answers more quickly than the Copilot was able to provide or obtain. In several instances the Captain's reasonable areas of concern were deflected with inappropriate answers from both the Copilot and the ACC Controller. The Captain was persistent and got the information he sought, but only after potentially frustrating dialogue.

2.3 Occurrence of the Flap Fault

The flap fault occurred only five nautical miles before the point at which the landing configuration (landing gear down, slats/flaps at 30/40) had to be obtained. The flap fault (both one and two), which resulted in an ECAM chime, was due to operation of the screwjack torque limiter. The torque limiter stopped and held the flap travel very close to the normal 15-degree position primarily as a result of increased system friction, and in small part to the activation of the right wing spoilers during minor roll-control inputs.

2.3.1 Flap Fault Rectification

The Thai Airways A310 Emergency Checklist did not provide very much information to the crew as to how to deal with the flap fault. The Checklist only directed the crew to select the GPWS to FLAP OVRD (flap override), which would avoid spurious GPWS warnings. The Checklist gave advice to the crew on the effects upon landing with less than full flaps, but did not provide any instructions as to how to rectify the problem. Information that was relevant to the flap fault problem faced by the crew of TG311 is contained in the Thai Airways A310 AOM, but this document is not normally used in such a situation. This same information placed in the checklist would be helpful.

The Captain's comments regarding this flap problem showed elements of frustration. The Captain knew that he needed full slat/flap to complete the approach. At another airport the flap extension problem would merely be an event that would cause a higher approach speed and increased landing distance. The flap fault meant that the flight could not land at Kathmandu, with its steeper-than-average approach descent requirements. This was proven during simulator tests and landing performance calculations with less than full slat/flap configuration.

The crew's efforts in rectifying the flap problem were successful, after a failed attempt to extend the flaps by selecting slats/flaps to 20/20 and having achieved 20/15 settings. The crew then retracted the slats/flaps to 15/0 which released the screwjack torque limiter. The slats/flaps were reselected to 15/15 and then to 20/20. While the flaps were moving, the Captain requested a clearance to maintain 10,500 feet and then to return to Calcutta, "due to technical". Just after the Captain confirmed the Tower Controller's acknowledgement of the diversion request, he noticed that the flaps had extended past 15 degrees to nearly the 20 degree position, indicating normal flap performance; this occurred at 0649:05 (about 11 minutes prior to the accident). The rectification of the flap fault was achieved within two minutes of the flap fault ECAM warning, without the benefit of a checklist procedure, likely made possible by the crew's experience. The Captain made a decision to attempt the Sierra approach again, with the flight at a distance of about 12 DME from the Kathmandu VOR.

2.3.2 Obtaining a Clearance

The Captain realised that the Sierra approach descent profile could be achieved because the flaps could have been extended, however the flight was now too high and too close to the airport to carry on with this straight-in approach. The Captain, who continued to conduct the radio communication with the Controller, asked (0649:08 UTC) for a left turn to join the Sierra approach again and indicated that things were normal and a left turn to ROMEO was requested. After confirming TG311's radio transmission that the flight was back to normal operation and that the flight wished to make an approach, the Controller transmitted "... clear Sierra approach, report one zero DME, leaving nine thousand five hundred". At this point the flight was about 11 DME south of the Kathmandu VOR. Although the Tower communication was a valid approach clearance, from their response it is obvious that the TG311 crew understood this as a clearance to continue the original approach.

The normal action, which was expected by the Controller but apparently not understood by the TG311 crew, would have been to have the flight proceed to the initial approach point of 16 DME and fly the 202 radial inbound as per the approach chart. The crew could have carried out their own navigation to the 16 DME fix and assured themselves of terrain clearance. The crew merely had to choose their own direction of turn and proceed to the 16 DME fix, then complete a reverse track procedure and proceed inbound. Alternatively, because the flight was very near to the Sierra fix (10 DME), it would have been simpler to turn left into the published hold procedure and re-intercept the on-course at 13 DME and fly it inbound. The flight would have been expected to inform ATC of the planned action. Neither of these actions occurred. Instead the Captain informed the Tower Controller that the flight could not land "at this time" and they wished to make a left turn back to ROMEO to start the approach again". The flight continued heading about 020 degrees.

2.3.3

Communication

There are several aspects to the radio communication that appeared to cause difficulty for both the crew of TG311 and the Tower Controller. It appeared that some of the communication difficulty was due to the requirement for both the TG311 crew and the Controller to speak in other than their first language. Undoubtedly the Tower Controller was confused by the rapid succession of requests, first to Calcutta and then for another Sierra approach via ROMEO. When the Tower Controller gave the flight a valid approach clearance, it was immediately rejected by the flight crew who declared that they now could not land. This appeared to be abnormal to the Tower Controller and established an environment of confusion as to where the flight was going and what it could do.

Neither the Tower Controller nor TG311 ever communicated to each other what exactly the "technical" problem was. The flight crew did not indicate that a flap problem had made it impossible to complete the first approach nor did the Controller question the flight as to why the newly cleared approach could not have been carried out. Clarifying communication from either the flight crew or the Controller could have alleviated the situation. However, following the Captain's radio transmission that the flight could not land, the Controller merely asked for TG311's DME. The Captain replied stating that the flight was at 9 DME at 10,500 feet. When the Controller responded, questioning the altitude, the Captain directed the Copilot to answer the radio communication.

The answer by the Copilot stating "we will maintain ten thousand, five hundred feet", which did not satisfy the Captain's desire to clarify the situation regarding the left turn request, was likely made without an understanding of the problem the Captain was attempting to resolve, perhaps due in part to the sudden requirement to recommence the radio communication. The next phrase spoken by the Copilot (0650:03 UTC), wherein he inquired about the flight's terrain clearance (".. cleared over MOCA okay?") shows that he was also occupied with concerns about the high ground near Kathmandu.

The Captain was apparently not satisfied with the radio communication and again asked for a left turn "now". Again the Controller asked for TG311's DME and the flight replied 7 DME "request left turn back". The Tower response of "...ten DME copy sir, report one six DME, leaving one one thousand five hundred" was neither a correct readback nor appropriate for the request for a left turn back. The flight had been given a valid approach clearance, but now it was apparent that the TG311 Pilots were not aware that they could have proceeded to the 16 DME fix or from the hold and carried out the Sierra approach. The dialogue from TG311 to the Controller and coordination and communication difficulties between the pilots, in addition to adding confusion, could have easily degraded the mutual perception of each other's abilities. After four unsuccessful requests for a left turn, the Captain decided to commence a climbing right turn after the last communication about a left turn.

2.3.4 Why to ROMEO?

The Captain, in his 0649:08 UTC radio transmission request to join the Sierra approach, asked for a left turn to the ROMEO fix. In exploring the reasons for the Captain's stated request, two possibilities have been discussed. The Captain may have wanted more time to deal with the flap problem and it was thought that proceeding 41 nautical miles from Kathmandu would facilitate that requirement. Alternatively, it has been suggested that the Captain's selection of ROMEO may have been prompted by its depiction on the Thai Airways approach chart, which may have misled the Captain as to the point at which the approach commences.

The conclusion that TG311 was to travel back 41 nautical miles to ensure that enough distance was available to extend the flaps seems unlikely. The slats/flaps were already at 20/20 at the time of the request which would have obviated the requirement for such a long inbound leg. Also, the Captain's statement (0657:59 UTC) "Romeo radial. two zero two, sixteen DME..." appears to support the conclusion that in requesting "Romeo", the Captain was indicating that he was requesting clearance to the first point of the approach. The speed at which events were unfolding during the flap fault and its rectification, as well as its depiction on the approach chart plan view, make it appear possible that ROMEO had been selected as the start of the approach

2.3.5 Why Left Then Right Turn

The Captain in his requests to the Tower Controller asked for a left turn on four different occasions, while the aircraft travelled from approximately 11.5 to 7 DME on the 202 radial of the Kathmandu VOR. When the aircraft was at about 5.5 DME a right turn was started. The reasons for this apparent change of the flight's intent and the Controller's reaction require study.

The first and second requests for the left turn were made at about 11.5 and 10 DME. As can be seen from the operator's approach chart (Appendix B1) a holding/racetrack pattern is depicted from 10 to 13 DME. The chart shows correctly that the approach could be commenced by following the published pattern. Thus it is reasonable for TG311's crew to have intended to turn left to conduct a second approach after the first approach was interrupted by the flap fault. Their intent for the first two left-turn requests is understandable.

The third and fourth requests were made with aircraft inside the 10 DME pattern point shown on the chart. At this point the crew discussed obstacle clearance (0650:03 P2 - "Are we cleared over MOCA okay? We can see on our right hand side? How about our left?") and then the Captain made the third request. The chart displayed obstacle heights, west of the 202 radial, are lower. Thus, having decided to turn back to the south, the crew's intentions for the third and fourth requests for left turns are also understandable, particularly if they intended to conform with the depiction of the approach.

Following the communication difficulties between TG311 and the Tower Controller, as previously discussed, the Captain decided to climb and turn right. The approach chart shows the missed approach track as a right turn and the FMS track also shows a right turn pattern for a missed approach. It is reasonable to expect that TG311's crew would have been uncomfortable with the continued travel toward the north. The aircraft had now proceeded on a north-north east heading for more than the time that they would assume acceptable. At this location, a right turn would have been a reasonable choice.

The Controller, in accordance with the procedural control standard procedures and without radar equipment, was unable to provide heading vectors or provide approval for turns in any particular direction. Crews are expected to provide their own terrain clearance and comply with any clearances issued. However, the Controller was also aware that the approach could be conducted using the holding pattern/racetrack from 10 to 13 DME and that this would have required a left turn. In providing a clearance for the Sierra approach, following the flight's first request for a left turn, the Controller had implicitly approved the flight's request and complied with correct procedures, but he had not provided specific words giving a turn direction. There is evidence to show that the Controller had not heard TG311's transmission regarding the right turn. However Tower the Controller was aware that the flight was heading back to ROMEO and its altitude was 10,500 at the time that the flight initiated its turn back to ROMEO; the turn direction selected by the crew would have had no effect upon traffic separation.

2.3.6 Pilots' and Controllers' Perceptions

The pilot's naming of ROMEO as the TG311's desired clearance point was potentially confusing to the Controllers. The ROMEO fix is not part of Sierra approach and the distance is a long way from Kathmandu, going the wrong way on a one-way airway. The Controller's lack of response to TG311's request to proceed to ROMEO was likely equally confusing to the pilots, particularly if the crew had been misled into believing that the approach started at ROMEO, because of the depiction of ROMEO on the Thai Airways approach chart.

The elements in this portion of the flight led to further frustration for the Crew and the Controllers. The apparent lack of responsiveness of the Tower Controller to the requests for the left turn undoubtedly promoted an impression for the Captain that the Controller was not helping or was having problems. The repeated requests for the left turns, which the Controller was unable to grant with assurances of terrain clearance, caused difficulties for the Controller, which were not resolved.

2.4 The Crew Initiated Climbing Turn

The Captain decided to commence a right climbing turn, likely intending to level off at FL180. The aircraft rolled-out momentarily at approximate headings of 045 and 340 degrees; the beginning of a roll-out was noted at a heading of about 130 degrees and

possibly near headings of 290 to 300 degrees. The turn continued until the flight rolled out close to the heading at the start of the manoeuvre, approximately 025 degrees. Once rolled out, TG311 continued on north-north east headings until the mountain impact occurred.

2.4.1 Terrain Considerations

It is apparent that the crew was aware of the importance of terrain clearance. The 0650:03 UTC discussion regarding being "over MOCA" is not totally clear as to whether the crew could see the ground or were referring to the spot elevations that were clearly shown on the Thai Airways approach chart, left and right of the inbound course. Nevertheless, the crew made an attempt to assess their height above the terrain.

At a certain point in the climbing turn, the crew decided to select an altitude of FL180. This altitude was the closest even thousand foot flight level above the MORA of 17,200 for their position. Considering their perception that they had not yet received a valid clearance, the crew's selection of FL180 was appropriate.

Just as the flight was rolling out on a heading of 025 degrees, following the 360-degree turn, the crew again checked for MOCA and MORA. After verifying their position to the south west of the Kathmandu VOR, the crew appeared to be satisfied that their flight would satisfy terrain clearance requirements, in that nothing to the contrary was discussed. If they had not been satisfied it seems very likely that something would have been said. At the time of the check for "MOCA" and "MORA", the flight was about five nautical miles south west of the VOR where the sector minimum altitude was 11,500 feet, which was their level-off altitude. In approximately one minute the flight was about to cross the VOR at which time the minimum sector altitude would have been FL210 (about 21,000 feet). There was no further crew discussion regarding a safe altitude for terrain clearance.

2.4.2 Clearances in the Turn

The crew of TG311 initiated the right climbing turn to FL180 without informing the Tower Controller of the intended level-off altitude. The crew did communicate that the flight was climbing, to which the Tower Controller reiterated the requirement for TG311 to report at 16 DME, leaving one one thousand five hundred feet for the Sierra approach. The Captain's cockpit reaction to the communication was "it's cleared, it's ok now" and he instructed the Copilot to read back the Controller's radio transmission. The Copilot had difficulty in reading back the ATC instructions (0651:25) and the ATC Controller appeared to have difficulty in understanding the Copilot's difficulty, in stating the requirement to report at 10 DME leaving 9,500 feet. The Copilot then repeated the apparent new instructions, which were confirmed by the Tower Controller.

At this point the Captain again took over the radio communications from the Copilot and restated that they could not make the approach now and the flight was turning right and

climbing to 18,000 feet, in order "to start our approach again". The Tower Controller's reply was unclear to TG311. In stating "Roger, ah .. standby, for the time being maintain one one thousand five hundred..." It appears that the crew accepted the "Roger" as acceptance of their declared action, in that they reported that they would maintain an altitude different than that given by the Controller. The application of the ICAO standard phraseology meaning of "standby" (wait and I will call you) was not clear. The Copilot appeared to be justifiably uncomfortable with the flight's clearance and stated again that the flight was maintaining 13,000 feet (the aircraft was actually closer to 14,000 feet). The Controller's "Roger" reply prompted another reasonable question from the Copilot as to whether that was "...okay".

The Tower Controller then reiterated clearly that TG311 was to maintain 11,500 feet because of conflicting traffic (RA206) approaching Simara. The crew then stopped their climb and commenced a descent to 11,500 feet. The Copilot reported that TG311 was descending and reported the flight's DME. At this time it is clear that TG311's crew knew that the flight had a valid clearance to maintain 11,500 feet. At this moment, the point to which the flight was cleared was not certain.

After the Tower Controller gave the position estimate of RA206 to TG311, as a result of the TG311 Captain's request, the Tower initiated discussion as to where the flight was to proceed "...understand you like to proceed to Romeo to make an approach". This transmission was confirmed by the Captain, but the Tower Controller merely replied "Roger". To this point, TG311 did not have clearance to ROMEO but was being told, according to standard ICAO phraseology, that the Controller had received all of the last transmission. The Captain again transmitted (0653:56) "... confirm we can proceed to Romeo now". The Tower replied "Roger proceed to Romeo and contact one two six decimal five." (ACC). This constituted a clearance to the ROMEO fix; the Controller authorized TG311 to proceed to ROMEO. This conforms to the ICAO definition describing "cleared". The Captain's 0654:08 acceptance of the "...proceed to Romeo" by responding "Proceed to Romeo" and the subsequent crew references to the navigation system are clear indications that the crew perceived that they were at last cleared to ROMEO and were to maintain an altitude 11,500 feet. A valid, but unusual clearance existed at this time (0654:08 UTC).

2.4.3 North-north East Roll-out Heading

TG311 rolled-out on a heading of 025 at the end of the crew initiated right turn, after turning through approximately 360 degrees. At the time that TG311 had received a valid clearance to proceed to ROMEO, the aircraft was just commencing a right turn from about 340 degrees to the roll-out heading of 025 degrees. The aircraft turned to a direction opposite to the cleared point, the ROMEO fix. At this point, one of two events took place. Either the crew unintentionally turned toward the north-north east, having the impression that the flight was heading toward ROMEO, or they turned to the north-north east and were planning to carry out some type of manoeuvre that would eventually head them toward the ROMEO fix.

The two possibilities, that the flight toward the north was unintentional or that the roll-out to the north-north east was intentional as the first step in an eventual plan to proceed to the south-south west, will be addressed.

2.4.4 Workload and Communication During the Turn

The TG311 crew was busy during the turn. One of the reasons for the increased crew workload was their previous misunderstanding in thinking that the flight did not have a valid clearance to carry out another approach. This misunderstanding caused them to conduct considerable unnecessary radio communication, which in turn was not carried out clearly by the Tower Controller. As was seen previously, there was a time when TG311's clearance, or how the flight was to proceed, was not clear; it is certain that the crew did not perceive that the flight had a valid approach clearance. This led to confusion which resulted in the climb followed by a reluctantly accepted descent. The dialogue with the Controller regarding the level-off altitude of 13,000 feet was unclear and left the crew with some doubts as what they should do. From the Controller's perspective, the crew had been told to maintain 11,500 feet, but were not complying. More positive control and less use of the word "Roger" would have been helpful in eliminating confusion.

There was evidence that the crew was getting increasingly frustrated during the turn. The Captain questioned the Controller as to the position of the other traffic (RA206) and he was told that the other flight was at FL150, yet TG311 was told to go back to 11,500 feet from 13,000 feet. It appears from the Captain's reaction that he did not understand why he could not have stayed at (actually descended to) 13,000 feet. He expressed his feelings at 0654:29, indicating disappointment at the cleared altitude. What the Captain did not know was the airspace jurisdiction of the Tower Controller, which was capped at 11,500 feet. A clearance to a higher altitude was therefore not possible without a change of control agency. Unfortunately, this likely led the Captain to incorrectly perceive that the Controller was not providing effective or helpful control.

From the Controller's perspective, it was likely difficult to understand the need for a climb by TG311 to 13,000 feet; a climb to FL180 was clearly going to conflict with RA206. The Controller was told that TG311 was in a turn and the flight had been given a valid clearance to conduct the approach; he knew that adequate terrain clearance should have existed at 11,500 feet. TG311's continued request to proceed to ROMEO was confusing, in that the Controller knew that ROMEO was not part of the approach and that it was a long way from Kathmandu. What the Controller did not know was that the approach chart in use by the pilot showed ROMEO in the format of the starting point of the Sierra approach. The Controller's reference, the chart published by HMG of Nepal, does not depict ROMEO, which is not part of the approach.

The Controllers perceived that TG311 would proceed to ROMEO as the flight had requested. However, under procedural control, the Controller's had to rely on TG311's flight progress reports in order to know what the flight was doing.

The communication difficulties added to both the Pilots' and Controller's workload and likely caused unfortunate perceptions for both that the other was not performing satisfactorily.

2.4.5 Roll-out Headings

There were three occasions where the aircraft commenced a roll-out of the right turn in intermediate headings, once on a heading of about 045 degrees, again as the heading was near 130 degrees (at 0651:53, bank angle reduced to about 20 degrees) and the other instance on a heading of about 340. This indicates that the crew made at least three deliberate selections of heading using the autopilot heading select and certain events were taking place in the cockpit that could provide some insight as to why the headings were selected. There may have been more selections, but these could not be determined if they were made before the aircraft would have reached the point of rolling-out.

2.4.5.1 Heading of 045 Degrees

The aircraft turned to the right from a heading of about 015 degrees at 0650:40 and commenced the roll-out at about 045 degrees at 0651:08. The crew may have just turned the heading select to the right to start the turn. There does not seem to be any apparent procedural reason for stopping the turn at this heading. A review of the Jeppesen Terminal Chart shows that, on such a heading, the terrain heights ahead are lower than when on the previous heading. It is possible that the crew was attempting to take positive action to provide more terrain clearance for themselves, when they perceived that they had not yet received a clearance. The fact that the turn to the right, from nearly being rolled-out, resumed just after the 0651:02 instruction from the Controller to "report one six DME leaving one one thousand five hundred feet for Sierra approach runway zero six", to which the Captain stated in the cockpit seven seconds later "It's cleared, it's ok now", lends support to the possibility that the turn continued from a previously selected heading. It is also possible that the heading selector was turned to the right in order to start the turn and when the Captain realised that the aircraft was rolling out, he then moved the heading selector further to the right.

2.4.5.2 Heading of 130 Degrees

There is no obvious reason for a slight roll-out near the heading of 130 degrees, other than perhaps the Captain was still not certain as to where the flight was cleared or efforts were being made to continue the turn from a previously selected random heading. The turn resumed from this roll-out commencement just as the Captain had intervened in the Controller/Copilot communication and had told the Tower Controller "...we right turn back to Romeo..". The reasons for a selection of a heading near 130 may not be apparent, but the aircraft recommenced turning toward ROMEO.

2.4.5.3 Heading of 340 Degrees

The right bank angle continued at about 25 degrees, until the aircraft commenced a roll-out to approximately 340 degrees. There was a very slight hint of reduced bank angle between 290 degrees and 300 degrees (bank angle reduced to slightly less than 24 degrees), but not enough to determine whether the slight change was caused by pilot action or normal autopilot feed-back action.

Possible reasons for the heading of 340 degrees were sought; two possibilities were considered. One was that the Captain merely selected a heading, to the right of the current heading in the turn in order to lead the turn and to cause the right turn to continue; the aircraft then rolled out as the heading was achieved, a "set and forget" type of situation. The other possibility was that the Captain chose 340 degrees as an intercept heading.

The heading of 340 degrees was an approximate intercept heading for either a 022 VOR course (intercept angle of 42 degrees) or for the missed approach track of 291 degrees (intercept angle of 49 degrees). The Captain's comment at 0654:16 UTC "... keep the line for reference", just after the turn from 340 degrees to 025 degrees commenced, as the Copilot discussed "direct Romeo", may indicate that the Captain was using some sort of line for navigation guidance. The only line available at that time would have been the missed approach track of 291 degrees. The approach track would have disappeared after the waypoints had been passed.

2.4.6 Flight Toward the North

TG311 rolled out on a heading of 025 degrees from the selected heading of about 340 degrees. The right turn was carried out just after the aircraft passed through the 202 radial and the flight received a clearance to proceed to the ROMEO fix, which was located in the direction opposite to the roll-out heading. It is possible that the intercept heading of 340 degrees was selected because of a decision to intercept the missed-approach line shown on the Navigation Display. Once chosen, the heading was also a good intercept for the 022 course which one could reasonably expect would have been selected on one Navigation Display in ROSE mode. The Captain may have been switching to and from ROSE, ARC and NAV modes. The reception of a valid clearance, occurring at about the same time as the 202 radial was crossed, may have provided coincidental cues to which the crew responded by turning the shortest direction toward the on course.

The preceding text discussed plausible reasons for why the crew may have possibly rolled out to the north-north east unintentionally.

2.4.7**Roll-out to the North-North East**

The aircraft rolled out on a heading of 025 degrees and the Captain reported the heading and 20 seconds later stated "we got some technical problem concerned with the flight". This is evidence that the Captain may have been aware that the aircraft was heading toward the north-north east. At the time of the report, the flight was still on the south side of the Kathmandu VOR and terrain clearance was not a problem at the flight's altitude of 11,500 feet; the crew had also reviewed the obstacle clearance height (MOCA and MORA) and had apparently been satisfied that no problem existed. Had the crew commenced a turn toward the ROMEO fix (or the 202/16 fix) within about three minutes of the "025" heading report, the flight would have maintained adequate terrain clearance according to the Jeppesen Area chart for Kathmandu, however, the flight would still have been well below the minimum published sector altitude of FL210 on the Thai Airways International approach chart.

It has been suggested that the crew may not have understood that they had a clearance to ROMEO when they were handed-off to the ACC Controller, after they had acknowledged the Tower Controller's radio transmission with "proceed to Romeo and contact one two six decimal five". The crew did not contact the ACC Controller until 45 seconds later (the previous change of controller frequency was completed by the crew in less than 5 seconds). Review of the crew's verbalized activity in that relatively long time period, as recorded by the CVR, shows that their efforts appeared to be related to navigation tasks and verification of obstacle clearance; there was no mention, or concern expressed, about the requirement to obtain a clearance. The crew actions appear to show that the crew was aware that the flight had a valid clearance before contacting the ACC Controller. The ACC Controller provided the same clearance ("proceed to ROMEO") to the flight. This clearance was not read back by the flight because of "break" communication used by the ACC Controller, but the crew did not re-initiate contact with the ACC Controller (the Controller initiated the next radio dialogue); their verbalized efforts were related to the input of ROMEO and Simara into the FMS. The crew's activity and apparent priorities do not appear to support the suggestion that the turn to 025 was related to the need to obtain further clearance.

It has also been suggested that the crew's concern about the other flight operating into Kathmandu (RA206) may have prompted the crew to turn toward the north to provide its own separation from the other flight. Review of the CVR (ATC communication received by the crew) and TG311's FDR shows that when the turn to the north was in progress the two aircraft were separated by more than 40 nautical miles (RA206 had not yet reached Simara). The flight had been informed at 0652:40 that RA206 was descending to flight level 150; the Copilot responded to that transmission. The Captain then contacted the Controller and inquired as to RA206's position. The same position information (RA206 estimating Simara at 57) was passed to the Captain at 0653:01, but RA206's altitude was given as "flight level one five zero descending" (RA206 was actually at or above flight level 150). Following this transmission, the Captain replied that the flight would descend to 11,500 feet. There was no further discussion recorded on the CVR between the pilots about RA206.

After TG311 contacted the ACC and was given another clearance to "proceed to Romeo" followed by "break" the ACC Controller cleared RA206 to maintain flight level 150 and instructed RA206 to report over Simara. RA206 indicated that he was approaching Simara at flight level 150. At this point in TG311's trajectory (nearly abeam the Kathmandu VOR), the Captain had received a radio transmission indicating that 4,000 feet of altitude separation existed between his flight and RA206. Based on this information, it seems very unlikely that the Captain would have been reluctant to turn back toward the cleared point ROMEO because of traffic separation fears.

2.5 Continued Flight to the North

TG311 rolled out on the heading of 025 degrees at 0654:48, or about 5.6 minutes before impact. Considerable time remained to correct the situation of the flight toward the north, however several factors led to the continuation of the northward flight toward the very high terrain. These factors will be explored, as well as other items that were considered and discounted as factors.

2.5.1 Navigation Aids

There are several navigation aids, located near Kathmandu, that the crew normally would have used or referred to during the flight. There is no indication that any of the navigation aids were unserviceable at the time of the accident. Their influence, or ability to provide cues to the crews, requires discussion.

2.5.1.1 Non-directional Beacons

The Locator South (LS NDB) was serviceable at the time of the accident. This NDB failed after the impact and therefore the performance of the LS NDB was not a factor in the accident.

According to the Thai Airways approach chart, crews were to use the LS NDB for track guidance. The track guidance, until the crew-initiated right-climbing turn was commenced, appeared to be close to on course. The roll-out to the 025 heading, following the turn, was established as the aircraft was about one mile south of the LS NDB; the LS NDB was passed about 15 seconds later. Once the NDB was passed, one or both of the ADF needles displayed on the Navigation Display and the RMI instruments would have shown the NDB behind the aircraft. The ADF display (relative bearings) of the LS NDB would have been the same whether the aircraft was heading north or south.

It is not known if the crew had selected the KAM NDB, which is located at the airport, for one of the ADF receivers. Had it been selected, once the aircraft was by the airport,

its indicating needle would have also been pointing behind the aircraft for flight either to the north or to the south.

It is very unlikely that the LE NDB would have been used by the crew when conducting the Sierra approach.

2.5.1.2 VOR/DME

The VOR and DME systems were used in navigating TG311. The crew made reports of aircraft's DME, some at the request of Air Traffic Control and at other times TG311 initiated the reports. The actual aircraft position derived from IRS#1 when compared to the crew-reported DME values indicate that the both the airborne DME receiver and ground facility were providing correct information to the crew. The fact that the aircraft tracked the on-course satisfactorily and the aircraft was close to a verbalized radial ("...220 coupled..") are evidence that the VOR was providing correct information. The crew of the other flight (RA206) operating into Kathmandu at the same time as TG311 reported that the VOR and DME were providing proper information.

When TG311 rolled out of the turn and headed 025 degrees, the aircraft was about five nautical miles (DME) from the VOR, near the 220 degree radial. The aircraft passed abeam the VOR, to the west, about one minute after rolling out of the turn. The station passage would have consisted of the disappearance of the track bar and when it reappeared its arrow would have moved from the top to the bottom of the bar. The VOR needles on the RMI instruments would have also rotated through 180 degrees. The displays would have been identical for a station passage of the VOR when heading southward. The relative bearing presentations would have been the same for the VORs for either north or south headings away from the VOR. Of course, the DME would increase for travel away from the VOR/DME in any direction.

2.5.1.3 Influence of Navigation Aids

There is no evidence to indicate that the navigation aids near Kathmandu were not providing correct information. It can be seen from the previous sections that the ADF needles and the VOR information do not provide unique salient cues based on the direction of flight. There would have been limited cues presented to the crew from the ADF or VOR unless the information was related to the compass heading displayed on the instrument.

2.5.2 Aircraft Systems

The log entry on the day previous to the accident, regarding the loss the Copilot's EFIS instruments and other navigation systems, led to the requirement to explore whether or not the aircraft systems were serviceable as the aircraft was proceeding toward the north.

2.5.2.1 205XP Bus

The failure of the 205XP bus causes a loss of power to: the Copilot's EFIS instruments, the Copilot's compass, VOR#2 and ADF#2. The EFIS instruments go completely blank. The accident aircraft had a history of 205XP bus failures.

From flight tests and simulator tests, as well as theoretical research, carried out by the manufacturer, it was shown that the loss of the 205XP bus would have resulted in the absence of an ECAM chime when the flap fault occurred. Also, if the bus itself had failed, two single-stroke ECAM chimes would have been heard when the bus failed. The reports of the crews who encountered the previous 205XP problems with the accident aircraft did not indicate that there was an absence of ECAM warnings at the time or after the bus had lost power (only before). Because an ECAM chime was heard when the flap fault occurred, it can be concluded that the 205XP was powered until the time of the flap fault. In addition, the absence of further ECAM chimes following the rectification of the flap problem, is evidence that the 205XP was powered until the end of the flight. This conclusion is further supported by the absence of any crew exclamations that would have been heard had this dramatic failure occurred.

There is no evidence to indicate that any of the aircraft navigation systems were unpowered as the aircraft was proceeding northward.

2.5.2.2 Compass Systems

Each pilot has three compass indications on his instrument panel displaying the aircraft heading. In addition, there is a standby compass, mounted in the middle of the cockpit which displays the magnetic heading. There is no evidence to suggest that the compass systems were not working. The radio transmission by the Captain, indicating that the aircraft was heading 025 degrees, occurred at the same time as the aircraft was heading 025 degrees. The Captain likely looked at either the Navigation Display compass or the Flight Control Unit (FCU) heading select (HDG SEL) window when stating the compass heading, the second possibility being less likely. At the time of the reported heading, the aircraft had reached a steady heading of 025 degrees. Thus it can be concluded that the Captain's compass system was serviceable.

The fact that the Copilot stated the aircraft's heading as north "...we are going north.." at 0559:56, 30 seconds before the impact, while the aircraft was heading about 005 degrees, supports the conclusion that the Copilot's compass system was also likely working correctly. However, it is not possible to determine if the Copilot derived the "north" information from his compass systems or by using the standby compass, which actually shows the cardinal heading of "N". It seems unlikely that the standby compass would have been used, based on the apparent normal operational practice, wherein the compass is stowed and is not visible.

It can be concluded that the Captain's compasses were operating satisfactorily as the aircraft was heading toward the north; there is no reason to suspect a failure of the Copilot's compasses.

2.5.2.3 Navigation Display Compass/VOR Indications

It can be assumed that one Navigation Display was in the ROSE mode in accordance with normal Thai Airways procedures. With such a mode the instrument can be interpreted to assess the tracked radial and thus where the aircraft is going. As was seen in figure 14, when the small perpendicular line on the course select line is at the top of the display, then the aircraft is flying in the same general direction as the selected radial. While the aircraft was heading northward, if 022 had been selected as a course then the small perpendicular line would have been at the top of the course select line of the display. With 202 selected, the small perpendicular line would have been on the bottom of the course select line.

The position of the small perpendicular line would therefore be a cue as to what direction the aircraft was travelling, relative to the selected radial. It would be reasonable to conclude that 022 remained selected as the course and thus the small perpendicular line would have been at the top of the instrument course select line. As can be seen in figure 7, the small perpendicular line becomes less of a visual cue to some pilots when the ADF information is superimposed on the Navigation Display ROSE mode and thus the ability to acquire directional information from the display selection is limited.

2.5.2.4 Cardinal Headings

Unlike older flight director systems, the A310 EFIS Navigation Display generated compass system does not display the letter "N" for the north heading. Instead there is a "0" displayed. All the RMI instruments also do not use letters for the cardinal headings. There is no certification requirement to have such cardinal headings represented by letters such as "N" and "S". However, the absence of "N" removed a visual cue that could have been detected more easily by the pilots than numbers alone. The standby compass which did have letter representation of the cardinal headings is not as likely to be checked because of its location away from each pilot's instrument panel and the likelihood of it being stowed.

2.5.3 FMS Navigation

The crew of TG311 spent considerable time in the input of the ROMEO fix as a navigation waypoint. The process likely began near the time 0654:12 UTC as the aircraft was just turning right from the heading of about 340 degrees toward 025 degrees, as the words "Romeo ah..direct Romeo" were spoken. The crew was also heard in the process of inputting the Simara NDB. Yet it appeared that they were unsuccessful

or the information was not satisfactory to them; the aircraft continued northward. What has to be determined is whether or not the FMS was providing correct navigation information for the 6.2 minute time period from the apparent start of the efforts to fly to the cleared point, the ROMEO fix, until the impact occurred.

2.5.3.1 Navigation Data Base

Despite the incomplete maintenance documentation of the installation of the navigation data base for the time of the accident, there is no evidence that the data base was in error. Other records of the operator indicate that the current data base was installed. The data for Kathmandu, Simara and ROMEO had not changed in the period from the last aircraft log entry regarding the data base. Other operators use the same data base apparently without complaint. The simulation tests using the data base, said to have been installed on the accident aircraft, showed that the information was correct.

2.5.3.2 Navigation to Kathmandu

The flight apparently navigated without difficulty to Kathmandu via the ROMEO fix. Review of the FDR position data showed that the aircraft passed near to ROMEO and then turned toward Kathmandu. The IRS#1 position was close to the actual aircraft position at the impact location. There is no evidence that IRS#2 had any difficulty, nor is there any indication that either FMS failed once TG311 was manoeuvring in the Kathmandu area.

2.5.3.3 Data Presentation

At one point (0655:52 UTC) following the turn to 025 degrees, as the aircraft was just passing the Kathmandu VOR, the Copilot stated "they are all gone, they have disappeared. We have to direct it again". It is important to study what had disappeared. The possibilities are limited.

From the subsequent CVR conversation it is evident that at least one FMS continued to provide navigation information; it is likely that both were operating. Two possibilities likely remain. The Copilot could have been referring to the approach waypoint, which would have disappeared after they were passed during the discontinued approach. Alternatively, he could have been referring to the fact that nothing could be seen when the Waypoints (WPT) Navigation Display Map option was selected. Such would have been the case for the aircraft's position; all the waypoints such as ROMEO, which would have been shown had the aircraft been heading south, would not have been displayed. No waypoints were available north of Kathmandu within Nepal. The non-display would have been a consequence of the northerly heading.

Subsequent cockpit conversation reveals that efforts were continued to find the ROMEO waypoint. The words (0656:24 UTC) ".Romeo coordinates twenty seven or not?" is an

indication that the crew had commenced to input the DIRECT TO function and had been given a menu of "Romeo" points. Romeo 27N is the correct latitude presentation for the ROMEO fix near Kathmandu. This indicates that the crew had identified the correct Romeo and merely had to select the Line Select Key adjacent to Romeo 27N and then push the DIR TO button to have the FMS calculate and display the track to ROMEO.

The fact that the inputting process continued is an indication that the crew was not satisfied with the result of the DIRECT TO action. The Captain asked the copilot to find ROMEO following the previous discussion regarding "Romeo two seven" and after he uttered "... want to be crazy.." (assessed by Thai team as meaning "why do we have this problem"). This waypoint input action likely had to continue either because the Copilot made an incorrect selection, by some key stroke error, or because the information was not accepted by the crew. The "why do have this problem" remark may have also have been attributable to other flight factors such as the flight's dealings with ATC or a combination of FMS or ATC difficulties and other problems.

Efforts were then made to use Simara, apparently as a reference for ROMEO's position. The keystrokes were verbally followed by the Copilot as S..L.M..N..B; that is the correct input for the Simara NDB. He also used the words "direct Simara" which is clear evidence that a DIRECT TO selection for Simara was in progress. It appears that the desired reference for ROMEO was not established "It doesn't show Romeo at all" and the Copilot verbalized the keystrokes again for Simara and apparently got a DIRECT TO indication "Okay it shows the way direct" at 0657:58 UTC. The Captain was unable to accept the direct information and appeared to question a requirement to turn back to ROMEO. The Captain told the Copilot "can you punch Romeo in again". Another reference was made to Simara and then the Captain said "Romeo again". About 19 seconds later (0658:48 UTC) the Copilot said "This thing fails again", followed by more discussion about transferring from the Captain's side. The last apparent comment regarding FMS efforts to obtain a new waypoint occurred at 0659:31 when the Captain said "We had transferred it a but it is gone. Same as before."

In the time period from commencing the efforts to get DIRECT TO ROMEO until the last comment there were several DIRECT TO functions conducted, yet none were used to navigate to ROMEO. Whereas it could be possible for incorrect keystrokes to be responsible for one unsuccessful attempt to obtain a new waypoint, several incorrect efforts seems extremely unlikely, particularly for the TG311 pilots with their experience in programming the A310 and A300-600 FMS. It can be deduced that the information being provided by the FMS after the input of waypoint information and DIRECT TO was not acceptable to the crew. The turn toward the north may have led to confusing information to be perceived by the crew. Also, if the crew had perceived that ROMEO was at 16 DME because of the misleading approach chart depiction, the distances expected would not have matched those correctly presented by the FMS. This distance mismatch had the potential of being confusing. In addition, because of the location and heading of the aircraft while proceeding away from Kathmandu, the directed turns to ROMEO and Simara would have initially been opposite to each other (ROMEO to the

right and Simara to the left). The indication that the FMS was showing that ROMEO or Simara were behind the aircraft is evidence that the FMS was operating normally.

In considering that the Captain had turned toward the north-north east with the intention of manoeuvring toward ROMEO, it is not clear why the Captain would have continued the attempts to turn the aircraft toward ROMEO (to the south-south west) by using DIRECT TO FMS inputs. There were other instruments available to guide the flight with appropriate autopilot HDG selections. For example, the ROSE mode and VOR-RMI could have been used for navigation with relative ease. Sufficient navigation information would have been available to the crew of TG311 even if both FMS systems had failed.

2.5.4 Radio Communication While Heading North

After TG311 rolled out on the 025 heading, the flight contacted the ACC Controller as instructed by the Tower Controller. The first item spoken to the Controller was "...we are heading zero two five.." followed by "maintain one one thousand five hundred, we like to proceed to Romeo to start our approach again". The radio transmission has two interesting elements. Firstly, why was the heading reported and what was the effect of the report? Secondly, what was the reason for the apparent request for clearance?

There was also other communication with the ACC Controller and TG311 and also between the Controller and RA206 which requires study.

2.5.4.1 Report of 025 Heading

By the time the Captain of TG311 reported the flight's heading as 025, the crew had made efforts to navigate toward the ROMEO fix. As previously suggested, the flight to the north following the approximate 360-degree turn may have been unintentional, in that his perception of direction was 180 degrees opposite to the heading of the aircraft. If so, then the "025" report may have been made in an attempt to reassure the Controller that the flight was proceeding normally. This seems possible, in that unlike the previous radio dialogue, the Captain seemed content with the heading. There was no request for a turn nor did the crew initiate action as before. The Captain may not have equated the verbalized "025" with dangerous flight to the north. All efforts were being made to find ROMEO and Simara and there was apparent reluctance to turn the aircraft around, in the presence of possible DIRECT TO FMS indications to turn. The aircraft was not turned. The report of "025" may have been read from the Heading Select window of the FCU and the Captain may not have analyzed the heading.

The ACC Controller also did not appear to analyze the heading, nor did he question the communication in any way. It appears that the Controller may not have heard or registered the comment. He also may have transposed the heading numbers because of the compass segment in use for the flight. The Controller supervising the ACC

Controller was discussing the coordination of RA206 as TG311 was checking in with the ACC Controller and gave the heading report. Thus, it is understandable that the supervisor did not note the 025 heading report. From the Controller's perspective he would not have been too concerned with headings because he was unable to provide heading clearances to aircraft in his control. From TG311's perspective the Captain may have provided the heading because of a feeling he may have had that the Controller may have been able to somehow follow the flight's progress. It is not difficult to accept the possibility that the compass segment being used by the flight may have led to confusion in the correct heading track relation.

2.5.4.2 Radio Check in Procedure

The apparent request of TG311 to the ACC Controller for a clearance to proceed to ROMEO is consistent with the Thai Airways International FOM which indicates that crews are to indicate the previous clearance to the new controlling agency. The words chosen made it appear that the flight might have been requesting something new, even though TG311 had a valid clearance at this point. The ACC Controller felt that he had to ask again with the 0655:16 transmission "...go ahead your intention". TG311's reply that they wanted to proceed to Romeo with "...we got some technical problem .. concerned with the flight" was not questioned by the ACC Controller as to what the problem was.

2.5.4.3 Clearances

The ACC Controller reiterated TG311's clearance to the ROMEO fix "proceed to Romeo, maintain one one thousand five hundred" but broke the communication to talk with RA206. There was no TG311 acknowledgement as a result. There did not seem to be sufficient urgency or traffic volume to call for the use of the "break" in the communication.

The action of the TG311 crew, following this broken radio transmission to them, shows that they perceived that they had a valid clearance; their attention was focused on obtaining ROMEO in the FMS. They did not initiate radio communication with a request for alternative action, such as a turn.

2.5.4.4 Report at 5 DME

The ACC Controller initiated radio contact with TG311 at 0656:33, about a minute after the "break" transmission, and then asked for the flight's distance from Kathmandu. At that time TG311 was about 5 nautical miles north of the VOR. The flight's bearing from the airport was not indicated on the VHF/DF equipment at Kathmandu because the system does not detect or use the ACC Controller's radio frequencies. The Captain reported "We are five DME from Kathmandu". The Controller understandably said "confirm two five DME" and the Captain replied emphatically "Five .. zero five".

The time from the last DME report (8 DME at 0652:48 UTC) to the Tower Controller until the 5 DME dialogue (0656:50 UTC) with the ACC Controller was about four minutes, which equates to a travel distance of about 20 nautical miles. The ACC Controller had the perception that the flight was south (never north) and proceeding toward ROMEO. Thus TG311 would have expected to have been at more than 20 DME and it is understandable that 5 DME was not what the ACC Controller expected to hear. Unfortunately the ACC Controller did not question this apparent anomaly further or ask for TG311's radial from the VOR. The Controller may have been inhibited from questioning the TG311 further because of the firm tone of "five .. zero five" and a belief that the crew of the flight knew exactly what they were doing. The mitigated style of the Controller's questioning may be indicative of understandable uncertainty as to the flight's situation or actions, combined with the Controller's low experience level.

The dialogue at 5 DME was a very critical juncture in the accident flight. One can see that just a few more questioning comments about the aircraft's position and progress from either the ACC Controller or the crew of TG311 might have prevented the continued flight toward the north.

2.5.4.5 Clearances Reiterated

Following the 5 DME dialogue TG311 was instructed to "report over Romeo", to which the flight replied "Report over Romeo...". The crew continued efforts to obtain ROMEO and Simara from the FMS. At 0658:29 the Captain of TG311 initiated radio contact with the ACC Controller and reported that the flight was at 14 DME. Again the flight was instructed to "...maintain one one thousand five hundred, report over Romeo" and TG311 agreed to "...report Romeo"; the crew continued their cockpit conversation regarding the navigation of the flight. The Controller had less reason to question the 14 DME report since the aircraft was making progress away from the VOR; the Controller had not solicited the aircraft's radial nor had TG311 given any radial information. The TG311 crew had never reported that the flight was north of Kathmandu, consequently the Controller was not aware that the flight was north of Kathmandu. The absence of crew reporting is understandable if the crew was not aware that they were proceeding to the north, but appears to be an unusual omission otherwise.

The acceptance by the TG311 crew to report at ROMEO and the absence of any expressed desire, inside or outside of the cockpit, to reverse the aircraft's heading, leads to the conclusion that the crew perceived that they had a clearance to a place called "Romeo" and were making efforts to get there. The subsequent events indicate that at least the Captain may have believed that the approach started at the ROMEO fix which was perceived to be at 16 DME from the Kathmandu VOR/DME.

2.5.4.6 Distracting Communication

The radio communication between the ACC Controller and RA206, used in an attempt

by RA206 to determine if it was raining at the airfield, was distracting. The conversation came as the TG311 pilots continued their efforts to establish a direct track to a waypoint. The difficulty in the communication appeared to arise because the ACC Controller was using sentences that were too short and also because he was stating "affirmative" instead of "affirm" as called for by ICAO standard phraseology. The difficulties clearly point out how the wrong phrase can be mistaken for "negative". The effect that the communication had was to create background noise that likely would have been disturbing to a certain degree. There is no doubt that the crew was aware of the "raining" communication. Once RA206 had established that it was raining at the airport, the Captain of TG311 quickly requested the Kathmandu visibility. Unfortunately, this communication came at a critical time for TG311 and likely diverted their attention from their navigation attempts.

2.5.5 Workload

The crew had a higher than normal workload from the time of the flap fault and during the 360-degree turn and while proceeding to the north-north east. The communication and technical had the potential of adding stress to the crew. After the roll-out the crew seemed to be very focused in their efforts to input data into the FMS; both crew members were inputting data and at times appeared to be not necessarily working in a coordinated manner, which would have added to their workload. The second simulation tests showed that in the situation the crew had encountered, it was possible to lose track of time and the aircraft's trajectory. The Captain did initiate a call to the ACC Controller to report the flight was at "14 DME", when the aircraft was at 14 DME north of the VOR, which does suggest a certain awareness of distance. However, in the absence of a report to indicate that the flight was 14 nautical miles north, it cannot be determined with certainty what the Captain's perception of the aircraft's position was, at the time of the unsolicited report.

2.5.6 Manoeuvring While Heading Northward

At about the same time as the 14 DME radio call, TG311's airspeed commenced a reduction to about 230 KIAS. As the flight was near 16 DME (from FDR at 0658:56 UTC), the aircraft commenced a left turn from a heading of 024 degrees and rolled out on a heading of 005 degrees.

The two actions are consistent with manoeuvring to prepare for an approach. When the Captain had extended the Slats previously he had slowed the aircraft below 240 KIAS airspeed. The left turn of about 20 degrees, followed by a right turn back to a reciprocal of the original heading, would have been consistent with efforts to reverse course in accordance with the instructions contained in the Thai Airways Route Manual. From the CVR dialogue around the time of the manoeuvre there were indications that the Captain was preparing for an approach and that the approach fix was at 16 DME. About a minute prior to the left reversal-type turn, the Captain said "Romeo radial. two

zero two, 16 DME... wait, wait, I will follow the line". A few seconds prior to commencing the left reversal-type turn, the Captain said "Wait wait a minute I will..."

According to Thai Airways, it would have been unusual for the Captain to conduct a new approach without attaining FMS information and without any further briefing to the Copilot.

It is apparent that the Captain was manoeuvring with reference to a line. The aircraft was slightly to the west of the 022 radial at the time that the left reversal-type turn was commenced. Had the aircraft been manoeuvring to the south the left, then right, directions of turn would have been appropriate to establish the flight on the on-course. If the Captain had the impression that the flight was south-south west of Kathmandu, the decision to turn left was reasonable. Review of the topography presented on the Jeppesen Terminal Chart shows that there would not have been a rational reason to turn left if it had been known that TG311 was north of Kathmandu. It appears that the Captain, in the absence of waypoint navigation that was acceptable to him either because of his impressions of the aircraft heading, the position of ROMEO or because of uncoordinated crew data input, was guiding the flight using the VOR course on the Navigation Display, likely in the ROSE mode, and was preparing to turn right for an approach.

The actions by the Captain after the aircraft passed 14 DME were consistent with a conclusion that he had somehow got the impression that the flight was on the south side of the airport.

2.5.7

Copilot's North Comment

As the aircraft was proceeding on a reversal-type manoeuvre on a heading of 005 degrees (0659:56), about 30 seconds before impact, the Copilot said "Hey we are going, we are going north, (uh)?". The Captain's reply was a calm statement "We will turn back soon". The questioning style of communication used is consistent with mitigated communication. The reason for the use of mitigated communication was likely because the Copilot was uncertain of information; he may have just become aware of the direction of the flight. It is possible that the use of the word "north" by the RA206 crew's radio communication, in the seconds preceding the Copilot's north comment, may have prompted the Copilot to verify his own compass. It is also possible that the communication events prior to 0659:56 had caused the Copilot to use this mitigated style of speaking.

The Captain's response shows that intended communication did not happen. The Copilot was providing an important warning, that the aircraft was heading to the north. It is reasonable to assume that both pilots had to be aware that proceeding north of Kathmandu at 11,500 feet was hazardous. Based on the fact that the Copilot instigated the previous discussions regarding terrain clearance (MOCA and MORA), it would be reasonable to conclude that the purpose of the "north" comment was to alert the other pilot. The apparently unconcerned response shows that the Captain may have taken the

remark by the Copilot as a prompt that it was time to turn toward the north. The Captain appeared in the process of flying the aircraft on a reversal-type manoeuvre and had the aircraft been flying south of Kathmandu, it would have been time to turn toward the selected track. With either 022 or 202 selected as a course, and with aircraft west of the 022 radial, the Navigation Display ROSE mode would have shown that the course was to the right; a right turn would have been required to complete the track reversal to start the approach. The fact that the Captain then asked the Air Traffic Controller for a "right turn back to the airfield", rather than taking unilateral action when faced with potential terrain danger, as was done before the 360-degree turn, supports the conclusion that a reversal-type manoeuvre was under way.

The Copilot's "north" comment, which was likely a suggestion to head toward the south, came at a time when the Captain was likely planning his manoeuvre. The comment could have been taken as having causal inference. In other words as the Captain may have been thinking of, or planning a turn toward the airport, which he perceived to be north of the aircraft, the Copilot also appeared to have suggested that it was time to head toward the airport. From the Copilot's perspective something had been done regarding his concern; the Captain had reacted to the "north" comment and said they would turn back soon. The Copilot did not assert his obvious concerns ("turn back, turn back") until after the GPWS had provided a warning, about eight seconds after the Captain had requested the right turn back to the airfield.

It is not certain that immediate recovery reaction by the Captain, following the "north" comment, would have resulted in avoidance of the high terrain, but it is possible that an immediate climbing turn might have saved the aircraft. The mitigated style of communication, at a critical time, may have reduced the chances for avoiding the accident.

2.5.8

Reaction to the GPWS Warning

The GPWS sounded a "Terrain Terrain" warning followed by "whoop whoop pull up" commencing at 0700:09, about 17 seconds prior to the impact. From the warning provided, it is apparent that the GPWS was providing an "excessive terrain closure rate" alert (Mode 2A). The warning occurred as the aircraft height above terrain reduced to less than 2450 feet. The GPWS performance was normal.

The Captain announced "level change", but also indicated that the warning was false, about six seconds before impact "It's false (warning), it's false". From figure 15, it can be seen that avoidance of the terrain was likely not possible once the GPWS had sounded its warning. This was primarily due to the very steep slope of the terrain which did not allow for more lead time for crew response. However, the crew response was slower than might be expected. Several reasons could account for the observed reaction.

The Captain, if perceiving that the aircraft was south of the airport, would have believed

that 11,500 feet was at a safe altitude for terrain clearance. On the other hand, if the Captain believed that the flight was proceeding to the north of Kathmandu, with his latent knowledge of the high terrain north of the airport, it seems unlikely that he would have been so quick to discount the warning as "false". If the Captain had immediately checked the radio altimeter height he would have seen that the height was still above 2000 feet (although reducing quickly). The Thai Airways FOM requires that an assessment be made if the radio altimeter height goes below 2500 feet, however there are terrain heights to the south of Kathmandu that would result in radio altimeter heights of less than 2500 feet when flying at 11,500 feet. It is possible that he would have experienced GPWS warnings while manoeuvring normally on previous occasions, thus reducing his concerns about the warnings.

It is also possible that the Captain remembered that the flap fault rectification provided by the checklist was action of the GPWS switch to avoid spurious warnings. He could have possibly related the GPWS warning as false as a consequence of the flap problem.

The Thai Airways Procedure for reacting to GPWS does not provide crews with specific instructions as to how to manoeuvre the aircraft. The AOM does indicate that the crews should "immediately initiate the action required", but does not detail what the action should be. The manufacturer's procedures for reacting to a GPWS warning do provide instructions as to how to manoeuvre the aircraft. It is not known if the crew from TG311 was aware of the manufacturer's GPWS procedures, but their reaction to the GPWS warning was not rapid or effective in altering TG311's flight path.

The crew's reaction to the GPWS warning likely could not have saved TG311 from terrain impact.

2.6 Summary of Analysis

In the analysis of the accident, it has been shown that the aircraft systems were likely working satisfactorily up to the time of terrain impact. The autopilot (CMD#1) was controlling the aircraft satisfactorily and the previous autopilot problems were not a factor in the accident. There is evidence to show that the aircraft electrical system was working satisfactorily and specifically that the 205XP bus was powered. There was no indication that the navigation systems on board TG311 failed while the A310 was manoeuvring in the Kathmandu area. The possibility that one FMS stopped functioning, because of simultaneous programming by both pilots, cannot be eliminated, although there is no direct evidence to support this.

The flap fault occurred as the aircraft was near the point in the approach where flaps are needed. The fault was transient in nature, caused by actuation of a screwjack torque limiter, and was rectified by actions of the crew, despite the absence of clear checklist advice. However, the flap problem coupled with the descent requirements for Kathmandu interrupted the normal approach. The fault led to the necessity for unusual crew action.

The Captain correctly assessed that the straight-in approach to Kathmandu could be continued and asked for a certain clearance but got something else. The clearance he obtained was valid, but the Captain did not realize that he was cleared for another approach. The Captain may have believed that the Controller was able to provide vectors (left or right turn) even though the Controller was only able to provide procedural control without the provision of any terrain clearance. The communication between TG311 and the Controller did not clarify the situation. The Captain took positive action when he perceived that he had no clearance and was faced with proceeding toward the high terrain to the north of Kathmandu. Given the Captain's perception, his decision to climb to the MORA, without a clearance, was reasonable and was consistent with the Thai Airways FOM instructions that the Captain is responsible for terrain clearance in a non-radar control environment.

The right climbing turn was continued with a near roll-out at a heading of 045 degrees, the start of a roll-out at about 130 degrees, and the possible start of a roll-out near a heading of 290 degrees. The flight then rolled out momentarily at about 340 degrees and then the turn continued to the right, with the aircraft rolling out at about 025 degrees. The reason why the aircraft ended up heading northward is not known. However, it could have been the result of the choice of an intercept heading for the missed approach track, one of the most prominent cues available on the Navigation Display, followed by the quick interception of the 202 radial and a turn in the shortest direction to maintain the 022/202 radial. The workload during the turn, particularly the radio communication regarding the cleared altitude and cleared point, may also have influenced the crew's comprehension of the aircraft's flight path. In addition, the procedures the crew were forced to carry out, because of the interrupted approach, were never practised before in simulator training sessions; there are no standard procedures for this situation. This absence of training would have also caused an increase in task difficulty, also leading to increased workload. The use of the autoflight systems to control the aircraft also meant that there would have been reduced instrument cross-check, including the compasses, by the crew.

The roll-out to the north-north east may have been selected, knowing that the flight was proceeding northward, but with an intention of turning southward when the crew had been able to use the FMS for navigation. The flight continued on its northerly heading, indicating that the pilots could have been unaware of the closeness of the terrain above 11,500 feet north of the airport, or could have been distracted from this awareness by events and a loss of time and distance conception. The FMS workload was high and it is possible that at some points of the final portions of the flight the crew could have lost awareness of time and the flight's trajectory. It is not known why the crew would have continued to use the FMS for turning back southward, instead of relying on the other available aircraft navigation information.

Even though the reasons for TG311's flight toward the north cannot be deduced with certainty, in the opinion of the Commission, TG311's flight toward the north (or extended flight) was not intended from some point in the trajectory commencing at the latter portions of the 360-degree turn. Otherwise, inconsistencies with the previous

crew-initiated reasonable action to climb and turn to avoid the terrain north of Kathmandu would have to be accepted; and these would be contrary to the previously displayed good judgement of the Captain. Even if it can be assumed the Captain initially decided to proceed to the north-north east, the following evidence indicates that the flight toward the north was, at some point in the trajectory, not intended. Each pilot was very familiar with the Kathmandu Airport having flown there many times; undoubtedly they would have seen the high terrain north of the airport. In addition, the radar image of Kathmandu clearly shows the high terrain returns north of the airport and the crew would have seen this radar picture on many occasions. The crew had reviewed the Kathmandu approach chart many times and appeared to carefully review the approach chart during the briefing for this approach attempt. The crew checked the flight's terrain clearance, twice before rolling out of the turn and again just as the flight rolled-out on the north heading, referring to a radial; it would be difficult to believe that the crew was not using the sector minimum altitude diagram, which clearly shows a minimum altitude of FL210 north of the airport. There was no hesitation by the crew in taking positive and correct action to ensure ground clearance when previously the flight was heading toward high terrain, yet the Captain quickly assessed the GPWS warning as false. The language used by the crew to describe how the flight would travel to ROMEO did not include any reference to "back to" which was used previously when a turn back was required; only "proceed to" was used. The apparent procedure turn commenced at the same DME as the initial approach seems to be more than mere coincidence. There is no evidence to suggest that the crew was anything else but conscientious in their desire to complete the approach expeditiously.

The travel toward the north should not have led to the impact. There was enough time for the crew to correct the flight path and to head toward the south. Unfortunately, the Captain did not realise that the flight was proceeding toward the high terrain until it was too late to avoid the impact. The Captain, like all decision makers, faced normal human limitations in searching out cues or evidence that would have altered his impression of where the aircraft was proceeding. Some of these influences (discussed below) occurred long before the day of the accident, others occurred shortly before TG311 commenced its northward flight.

The CVR shows that the crew spent considerable time and effort in inputting the ROMEO fix and the Simara NDB into the Flight Management Computer. The fact that the process continued leads to the conclusion that the information that resulted may not have been what the crew expected. Had it been as expected, it is reasonable to conclude that their efforts would have ceased and the computer direction would have been followed. The unexpected commanded-turn direction could have been used as a cue to indicate that the aircraft was heading in a different direction than that perceived by the crew.

The Captain sought reasons as to why the ROMEO and Simara navigation information was not displayed as expected. It appears that the Captain may have assumed that the problem was the Copilot's inability to input the data correctly. The Captain's perceptions are evidenced by instructions to repeat the process and his involvement in

determining if the information was correct ("Romeo 27..?"). Several events in the Captain's recent memory would have supported such a perception concerning the Copilot. During the approach, the Captain had taken over the radio communication when it was obvious that the Copilot was encountering problems. This would have caused the Captain to lack confidence in the Copilot's performance. At other times the Copilot had experienced difficulty in assessing the wind speed and had not provided the answers that the Captain was looking for. Also, the Captain likely knew that the Copilot had been eliminated for consideration for upgrade to a captain because of his aptitude. A preconception could have possibly influenced his perception of the Copilot, even before the flight. By apparently solving the waypoint acquisition problem by attributing it to problems with the Copilot, the Captain would then have been prone not to search for other possible reasons for the problem; at some point in the flight confirmation bias may have been limiting the Captain's ability to conduct effective problem solving.

There is no evidence to show that the Copilot had been unable to make the correct keystrokes to obtain ROMEO or Simara. The CVR does show, on at least three occasions that the correct keystrokes were verbalised. There is also an indication from the CVR that a selected waypoint was behind the aircraft, which would have been correct. Considering the Copilot's A310/A300-600 experience, it is reasonable to conclude that some, if not all, of the inputs were entered correctly and then displayed correctly.

The Captain was navigating the flight. His actions were positive and the changes of heading and airspeed at 16 DME from Kathmandu were consistent with manoeuvring to position the aircraft to return to the airport for an approach. In the absence of acceptable MAP mode navigation information to proceed to ROMEO, he likely was using the VOR information for positioning the flight. As was seen, there are very few unique cues that would have indicated the direction of travel from the Kathmandu. The VORs would show that the airport was behind the aircraft for flight to the north or south; the ADFs would have had a similar presentation if the compasses were not referenced. The location of the small perpendicular line on the course selector line could have provided information of aircraft direction, relative to the selected radial. However, as was noted, for some pilots this line is not very obvious (not salient) when the ADF information is also displayed while in the ROSE mode. The DME also would have increased for flight either to the north or south, as the aircraft travelled away from the airport. The Navigation Display ROSE mode would have provided some reassuring salient cues that the flight was close to the selected radial and lined up with the selected course, whether north or south of the airport.

The primary devices which could have provided directional cues to the crew were the compasses. However it is possible that the Captain held a directional hypothesis that was not altered by the compass information, even when he read the aircraft compass heading to the Controller. This is possible to accept; several examples of saying one thing and meaning another, while discussing headings or radial in the 020/200 compass segment, have been encountered during the investigation; the Captain also transposed the radial numbers when conducting the approach briefing. It is also possible that the

Captain merely read the number and did not equate the number with flight to the north. The presence of "N" on the compasses would have provided a more positive cue, possibly relating the direction to an area of known danger. Also, the activity of the crew, wherein, at times, both pilots were inputting data in the FMS, reduced the instrument monitoring time.

The aircraft's radar system normally would have shown the mountainous terrain to the north, but on the day of the accident much of the normal ground returns would have been masked by the red returns produced by the heavy rain near the airport.

The cues available in the cockpit may not have influenced a directional hypothesis held by the Captain. However, other cues should have been available to alter the progress of the flight. The radio communication with the ACC Controller, following the Controller's request for TG311's DME, had the potential of modifying the flight's progress. When the flight reported that it was at 5 DME the Controller questioned the Captain as to whether the distance was 25 DME. The Captain's reply and subsequent action shows that the 5 DME dialogue did not alter the flight's progress. There are several possible explanations as to why the Controller's questioning did not affect the Captain's impression of the flight's progress.

The Captain's awareness of time would have been distorted by his workload, involving the flap problem, the interaction with Air Traffic Control and the focus of attention on FMS data input; this possibility was shown by the simulations done during the investigation. Therefore, he likely would not have noticed that the flight should have progressed further than 25 nautical miles from Kathmandu in the time between his 9 DME call and the 5 DME dialogue. The fact that TG311's DME had actually lessened also did not appear to be noticed. The ACC Controller question did not cause the Captain to explore the reasons for the question. Had he done so, perhaps the trajectory might have been altered. However, it is possible that the Captain did not perceive the reason for the question, but merely categorized this radio exchange as not very successful, similar to previous examples that day. The Captain may have assessed that the question merely resulted because of the inability of the Controller to understand the radios. There had been times on the day of the accident when there was considerable flight-to-Controller radio dialogue, but limited effective communication. The reasons for the communication problems varied, but the Captain may have shaped his perception of the Controller on the communication difficulty and therefore may not have considered that there was more to the Controller's question than an inability to understand the words.

The Copilot realised no later than 30 seconds before impact that the flight was heading toward a dangerous area. The mention of the word "north" in outside radio dialogue may have been the cue that caused him to refer to the heading information. He communicated this information in a mitigated style. The Captain's reaction was not appropriate perhaps because the communication came at about the same time as he was apparently preparing to turn back to the airport again, which could have been northward according to the Captain's perception of where the aircraft was proceeding. The Captain did not react to this mitigated warning with the urgency required to possibly avoid the impact.

3.0**CONCLUSIONS****3.1****Findings**

1. The Sierra VOR-DME approach to Kathmandu airport requires steep aircraft descent angles.
2. Company procedures and aerodynamic performance considerations require that full slats and flaps configuration be achieved by the 13 DME point for the Sierra VOR-DME approach to Kathmandu Airport.
3. The visibility at the airport was below the operator's limit of 3000 meters as the approach was commenced; continuing the approach with such visibility, until reaching the outer marker, was permitted by the company FOM.
4. The flight profile was proceeding normally until a slat/flap selection of 15/15 was attempted, at which time a flap fault occurred.
5. The flap fault prevented extension of the flaps beyond 15 degrees because of actuation of the screwjack torque limiter.
6. The screwjack torque limiter actuation was likely caused by increased screwjack system friction, aggravated by the momentary extension of the right-wing spoilers.
7. Despite the absence of checklist guidance, the crew was able to recover the normal operation of the flaps by retracting the slats/flaps to 15/0, in accordance with the operator's AOM procedure
8. Once the flap fault was rectified, 11 minutes prior to impact, the crew decided that the flight could continue to Kathmandu, but the aircraft was too high and too close to the airport to achieve the required approach profile and the straight-in approach could not be continued.
9. TG311 made an unusual request for a clearance to the ROMEO fix, specifying a direction of turn, to join the Sierra approach to carry out another approach.
10. In the plan view of the operator's approach chart, ROMEO was misleadingly depicted as the start of the Sierra approach.
11. The crew may have requested a clearance to ROMEO because of its depiction on the operator's approach chart.
12. The Tower Controller issued a valid clearance to TG311 to carry out the Sierra approach, however the clearance did not include the ROMEO fix or a direction of turn.

13. The flight crew continued to ask for a clearance to ROMEO, specifying a left-turn direction, but they did not receive a clearance satisfactory to them nor did they initially receive any other further instructions.
14. The crew of TG311 did not perceive that the flight had a valid clearance for a new Sierra approach, but understood that they were to continue their present approach.
15. After four requests for a left turn and a review of MOCA, the crew of TG311 initiated a climbing right turn from an altitude of 10,500 feet, intending to climb to an altitude of FL180 (above the MORA of 17,200 feet).
16. The Tower Controller cleared the flight to descend back to 11,500 feet, which caused the crew to stop their ascent and commence a descent back to 11,500 feet.
17. The Tower Controller did not initially indicate whether or not TG311 could proceed to the ROMEO fix.
18. While the aircraft was in the right turn, while nearing the 202 radial of the Kathmandu VOR, the Tower Controller cleared the flight to the ROMEO fix and instructed the flight to contact the ACC Controller.
19. The crew continued the right turn and travelled toward the north-north east, which was opposite to the direction to the ROMEO fix.
20. At some point in the flight from the latter portions of the 360-degree turn to the right, the crew became unaware of where the flight was proceeding.
21. The ACC Controller issued another valid clearance to ROMEO; the clearance was acknowledged by TG311.
22. Neither the ACC Controller nor the TG311 Captain succeeded in communicating that the flight's progress was not in accordance with its clearance when the aircraft was five miles north of the Kathmandu VOR.
23. Because of mountainous terrain, the published safe altitude within 25 nautical miles north of Kathmandu airport is flight level 210, which was approximately 9500 feet higher than the altitude of the aircraft.
24. The company enroute chart showed only a track of 021 degrees magnetic for the airway joining ROMEO and the Kathmandu VOR, whereas the track to Romeo is 202 degrees magnetic.
25. The VHF/DF which provides an indication of bearing of an aircraft from near the centre of the airport does not utilise the Area Control Centre Radio frequencies and has only one indicator, which is located in the control tower.

26. When the aircraft was north of the airport, the flight was communicating with the Area Control Centre and thus its bearing from the airport was not indicated on the VHF/DF equipment.
27. When requesting the aircraft's position, the Area Control Centre and Tower Controllers only asked for distance from the VOR, but not radial information, thus the aircraft position was not determined.
28. When transmitting the aircraft's position the crew of TG311 gave only distance from the VOR (DME), not the radial, and thus the flight's geographical location was never passed to the ACC or Tower Controllers.
29. A heading report by TG311 of "025" was likely not heard by the ACC Controller.
30. It was not possible or appropriate for the Controllers to provide heading vectors to TG311 or any other aircraft.
31. At least some of the crew's efforts to input the ROMEO fix and the Simara NDB on the Flight Management System appeared to be successful, but the crew did not accept the information for unknown reasons; the aircraft was not turned to the south-south west toward the ROMEO fix.
32. The Captain likely assessed that the Copilot was having difficulty in inputting data into the Flight Management System.
33. The crew's interpretation of the Flight Management System navigation data appeared to be a problem at certain times, commencing near the end of the 360-degree turn until the impact.
34. The crew's use of the Flight Management System for navigation was uncoordinated and may have led to confusing system outputs, thus reducing the crew's ability to conduct effective navigation problem solving.
35. It is likely that the Copilot realised that the aircraft was in a potentially dangerous flight situation approximately 30 seconds before the terrain impact.
36. The Copilot communicated his concern in a mitigated manner.
37. The intent of the communication may not have been understood by the Captain, perhaps because of the mitigated style of communication chosen by the Copilot or because the Captain misinterpreted the comment, or possibly for both of these reasons.
38. The GPWS provided an excessive terrain closure rate (Mode 2A) warning.
39. The crew's response to the GPWS warning was not in accordance with the manufacturer's procedures.

40. The operator's procedures for responding to GPWS did not provide sufficient guidance to the crew.
41. The Captain assessed the GPWS warning as false.
42. Because of the topography near the accident site and aircraft performance limitations, impact with terrain likely could not have been avoided even if the crew had reacted instantly to the GPWS warning.
43. It was unlikely that any cockpit navigation displays had failed, but the possibility that one Flight Management System ceased working, because of simultaneous programming, cannot be eliminated.
44. The aircraft navigation systems were operating sufficiently to allow effective navigation.
45. During the approach, the crew's workload was increased because of communication difficulties between them and the air traffic control agencies and with the other aircraft on approach, due to the radio clarity, language difficulties and the use of non-standard phraseology.
46. From the first contact with the ACC Controller after the 360-degree turn until the copilot mentioned the north direction, the TG311 crew never discussed the aircraft's flight path.
47. The EFIS and RMI compass displays do not contain the letters "N", "S", "E" or "W" to show cardinal headings, which might have provided directional cues to prompt the crew.
48. There is no certification requirement to provide compass cardinal heading letters.
49. There was no indication that the crew had received simulator training for Kathmandu, even though Kathmandu is identified by the operator as an airport with special operational considerations, which led to increased workload for the crew when confronted with the discontinued approach.
50. The search, following the accident, was hampered by the expectation that the aircraft was operating south of the airport, by weather difficulties at the time of the search, and by an absence of immediate witness information.
51. The flight crew was certified and qualified for the flight in accordance with existing regulations.
52. The air traffic controllers receive training to the standards required by ICAO; no individual licences or ratings are issued by Nepal.
53. The ACC Controller on duty, communicating with the flight was a trainee with nine months experience.

54. The Controller supervising the trainee Controller was also fulfilling control duties.
55. The aircraft was certified, equipped, and maintained in accordance with existing regulations and approved procedures.
56. There was no evidence of any airframe failure prior to or during the flight.
57. The mass and centre and gravity of the aircraft were within prescribed limits.

3.2

Cause

The probable causes of the accident were: TG311 flight crew's management of the aircraft flight path wherein the flight proceeded in a northerly direction which was opposite to the cleared point ROMEO to the south; ineffective radio communication between the Area Control Centre Controller and the TG311 flight crew which allowed the flight to continue in the wrong direction, in that the TG311 crew never provided the aircraft's VOR radial when stating DME and the Controller never solicited this information and thus the aircraft's position was not transmitted at any time; and ineffective cockpit crew coordination by the TG311 crew in conducting flight navigation duties.

Contributing factors were: the misleading depiction of ROMEO on the operator's approach chart used by the flight crew; a flap fault although corrected required that the initial approach be discontinued; and radio communication difficulties between the TG311 crew and the Air Traffic Controllers that stemmed from language difficulties and ineffective discussion of apparent unresolved problems.

4.0**SAFETY ACTION****4.1****Interim Recommendations of the Commission**

On 20 October 1992, the Commission issued Interim Recommendations in order to address some of the safety issues revealed as a result of the investigation up to that time. Letters were sent to the Department of Aviation (DOA) Thailand, the Directeur General de l'Aviation Civile (DGAC) of France, the Administrator of the Federal Aviation Administration (FAA) of the United States of America, the Certification Director of the European Joint Airworthiness Administration (JAA) and the Director General of Civil Aviation (DGCA) of Nepal

4.1.1**Interim Recommendations to DOA of Thailand**

The Commission recommended that Thailand:

Review efforts by Thai International in the area of cockpit resource management;

Ensure that all Thai International pilots are reminded of the procedures to be followed when operating in a non-radar controlled terminal area;

Ensure that appropriate training or information letters are used to emphasize to Thai International pilots, the importance of determining and adhering to the minimum altitude provisions of approaches, particularly at airports with important terrain considerations;

Ensure that the depiction of information, related to the ROMEO fix near Kathmandu, on approach and enroute charts used by Thai International crews be amended; and

Review the training requirements for crew operating into Kathmandu and in particular the provision of simulator exercises.

4.1.2**Actions by DOA of Thailand**

Thai Airways International, with the concurrence of DOA, has taken the following actions to prevent accidents of a similar nature, not only at Kathmandu, but in its world wide operations:

Cockpit Resource Management courses have been speeded up for all pilots and reviewed by a Human Factors Expert to ensure that events leading up to the Kathmandu accident are fully analyzed and included in the courses.

The importance of being aware of the limitations of the Air Traffic Control

services, at airports into which pilots operate, has been stressed.

Its planning and landing weather minima at Kathmandu were increased pending a review of Air Traffic Control Services.

All pilots operating to Kathmandu have been given an extra supervision flight to the airport.

Simulator exercises are being developed and a visual programme planned in the simulator for Kathmandu.

4.1.3 Interim Recommendations Regarding the Navigation Displays.

The Commission recommended to the French DGAC, the USA FAA and the European JAA that:

A study be undertaken to assess the benefits and feasibility of adding letter abbreviations of compass cardinal headings for the navigation and primary flight displays of flight management systems.

4.1.4 Actions to Date Regarding Navigation Displays

The FAA responded on 11 February 1993 stating:

The FAA has evaluated this recommendation and has determined that the lack of a regulatory requirement for using letter abbreviations for compass cardinal headings on FMS displays remains valid. The FAA believes that since pilots and air traffic controllers use strictly numerical heading information, and given the costs of retrofitting these aircraft, the feasibility to require such a retrofit would not be practical.

4.1.5 Interim Recommendations to DCA of Nepal

The Commission recommended that the Department of Civil Aviation of Nepal:

Ensure that, when requesting positions from aircraft approaching Kathmandu, controllers would ask for both distance (DME) and radial information, particularly if the normal approach is modified for any reason.

Utilise VHF/DF equipment for both the Tower and ACC radio frequencies for use by controllers, as a backup, to monitor the approximate direction of aircraft conducting approaches.

4.1.6 Actions by DCA of Nepal

The following actions have been completed by the Department of Civil Aviation of Nepal:

DCA issued a NOTAM on 31 December 1992; the content of the NOTAM will be incorporated into AIP Nepal as a permanent provision. The NOTAM was as follows:

Aircraft making Sierra or Echo approach shall report its level also while reporting position (Radial/DME) as per controllers instruction. In case the aircraft reports incorrectly against the prescribed procedure, the Controller shall alert aircraft accordingly.

The VDF is already in operation and being monitored by Controllers on the Tower frequency of 118.1 MHz. A NOTAM, which will be incorporated into AIP Nepal as a permanent provision, was issued on 31 December 1992 as follows:

VDF on 118.1 Mhz available.

The use of VHF/DF by ACC Controllers is complicated by the fact that the transmitter antenna is remote from the airport; the use of VHF/DF by ACC is under study.

Flight Calibration of all navigation aid facilities was conducted in October 1992; During the Sierra approach phases, no abnormal behaviour of VOR/DME was noted and the existing procedure was found satisfactory.

A review of the existing Sierra approach procedure is under way in order to facilitate smooth as well as efficient approach.

The provision of ATIS information at Kathmandu is under review in cooperation with operators.

4.2 Commission Recommendations

The Commission notes that positive safety action has been initiated following the issuing of the Interim Safety Recommendations in October 1992. The steps taken by Thai Airways International and the Department of Civil Aviation of Nepal appear to be appropriate and address many of the safety deficiencies noted by the Commission during its investigation of this most unfortunate accident.

On completion of the investigation, the Commission has determined that further safety action can be taken to improve safety, not only for aircraft flying into

Kathmandu, but for aviation operations world wide. The safety action may not be restricted to the cause of this accident, but includes those items, which if uncorrected, have the potential of causing safety problems. The Commission notes that aviation activities are inherently costly, however endorses fully the upgrading of facilities and operational capability of the Department of Civil Aviation of Nepal.

4.2.1 Recommendations to the Department of Civil Aviation of Nepal

The Commission has noted that radio communication between aircraft flying into Kathmandu and the Controllers requires improvement. The Commission recognizes that some of the problems are global, in that both pilots and controllers are speaking in a second language; these problems are not limited to Thai Airways or Nepal. Nevertheless, the Commission believes that safety action, that will alleviate some of the problems noted during the investigation, as well as address some of the world-wide communication difficulties at international airports, is possible. Accordingly, it is recommended to the Department of Civil Aviation of Nepal that:

Coordination be carried out with all Operators into Kathmandu to emphasize the importance of effective communication, including the use of standard phraseology and complete position reporting, by its crews.

Coordination be carried out with Operators into Kathmandu to encourage those airlines to provide feedback on any communication problems that might arise.

Coordination be carried out with Operators to encourage their crews to visit the Air Traffic Control facility and review any continuing communication problems that may be present.

Coordination be carried out with Operators to devise methods wherein Controllers could be given familiarisation flights in order to acquaint them with the duties of the cockpit crew and enhance the controller's understanding of the pilot's communication requirements.

Controller training includes high emphasis on the ability to communicate in english.

Controller training includes methods of effective communication to resolve potentially confusing situations.

Controller facilities and equipment be such that outside noise or working environment will not interfere with the Controller's radio communication tasks.

Controller working conditions be reviewed to ensure a non-distracting environment conducive to the control tasks.

Controllers be licensed and rated as recommended by ICAO.

Controller career incentives and motivation be improved.

4.2.2**Recommendations to DOA of Thailand**

The Commission in its October 1992 Interim Recommendations, developed in consultation with Thailand, addressed operational concerns. As previously noted, safety action specific to this accident, is under way. Safety action related to operational problems, which were identified during the investigation, is being addressed to all airlines operating into Kathmandu, not just Thai Airways International, through the above Recommendations to the Department of Civil Aviation of Nepal.

During the investigation, the Commission noted that limited checklist information was available to the crew in order for them to resolve the flap extension problem. Information that would have been helpful is contained in the Aircraft Operating Manual, but it is not to be expected that this large document would be used. The crew was able to resolve the flap problem in less than two minutes, but this may be testimony to their experience on the aircraft. The Commission is concerned that a less experienced crew may not have been able to solve the flap problem in the absence of checklist information. Accordingly, the Commission recommends that Thailand:

Review, with the aircraft manufacturer, the requirement for further information on the A310 checklist related to flap faults.

4.2.3**Operational Recommendations**

The aircraft's Ground Proximity Warning System (GPWS) provided a warning of terrain, but too late to avoid impact. The Commission recognizes that the accident site was on the side of a very steep mountain face and that the GPWS provided warning in accordance with its design. The International Civil Aviation Organisation (ICAO) and the GPWS manufacturers are currently studying the use of the GPWS and the system itself. The Commission was provided with considerable information regarding the accident because of the performance of the flight data recorder (FDR) and cockpit voice recorder (CVR). Information from this accident will be useful in seeking improvements to both GPWS equipment and procedures related to its use, not just for the A310 but for all aircraft requiring GPWS.

During the investigation of the accident, the Commission noted that at several times during the flight the crew appeared to be working in an uncoordinated manner when operating the Flight Management System (FMS). As noted during the investigation, the possibility exists that technical problems can be introduced as a result of both pilots inputting data into the FMS. Although no direct evidence was found that technical problems were created by the crew's action, the potential for such problems is real. These considerations are not unique to the A310 alone, but are equally applicable to other FMS equipped aircraft. It is recognised that crew training emphasizes the requirement for crew coordination when using the FMS, but the events of this accident reinforce the importance of this aspect of training.

Accordingly, the Commission makes the following Recommendations (to be coordinated by the DGCA of Nepal):

GPWS manufacturers and ICAO be made aware of the operational and technical information related to GPWS performance in this accident

Manufacturers of FMS systems be made aware of the operational and technical aspects of this accident.

The operators and training centers be encouraged to continue to emphasize, to operators of aircraft equipped with FMS, the importance of coordinated use of the FMS.

**ADDENDUM BY THE GOVERNMENT OF THAILAND TO THE REPORT
BY THE NEPALI COMMISSION FOR THE ACCIDENT INVESTIGATION
OF TG -311 AIRBUS A310-304.(HS-TID) JULY 31ST 1992 KATHMANDU.**

As The Accredited Representative of Thailand I participated in the final meeting of the Commission examining the circumstances that led to the inadvertent flight by TG 311 in high terrain north of the Kathmandu Airport on July 31st 1992. I consider that the following comments are necessary in order to give a proper balance to the report.

1. Whereas the Commission formed the view, apparently at an early stage, that the most probable explanation of the accident was that the pilots were not aware that they were flying towards the north instead of towards the south, few of the facts support such a hypothesis, and inadequate consideration has been given to the facts supporting the awareness of the crew of their northerly heading, and the reasons for that heading.
2. The Nepal Air Traffic Control service at Kathmandu responsible for giving advice and instructions to the crew of the aircraft, receives inadequate attention in circumstances where the facts indicate that the role of the air traffic service at Kathmandu was significant in the events leading up to the accident.

Relevant matters which are significant in seeking to determine why the final phase of the flight was conducted as it was are omitted both from the factual and the analysis sections of the report, particularly regarding how the qualifications of the air traffic controllers involved influenced the events, and the possible consequences of the use of a trainee controller with only 9 months experience to handle the flight during a critical phase of the flight.

3. During the course of the investigation, the Commission refused to accept the cockpit voice recorder transcript which had been approved by the Aviation Authorities of Thailand. Several significant differences in translation and interpretation of what was actually said by the Thai pilots during the final phases of the flight have been pointed out to the Commission but disregarded, and are not included in either the factual or analysis section of the report.
4. Although it has been generally agreed that this was a human factor accident, no human factors expert was included in the investigation team to assist in the analysis of the findings of fact, notwithstanding recommendations to that effect.

5. Inadequate consideration has been given to the repeated requests from the crew for a left turn out after the discontinued approach, regarding the reasons for the controller refusal to grant or respond correctly to such a request.. This has been omitted from the report, notwithstanding the fact that these events occurred at the most critical phase of the flight.
6. No adequate consideration has been given to the reasons for the Captain's election to commence a climbing turn to the right, having failed to obtain clearance for a left turn.
7. Whilst a number of explanations for the crew's decision to turn onto a northerly heading have been canvassed, none have been given significant consideration in the report.
8. The record of the interviews, subsequent to the accident, with the air traffic controllers involved is vague and incomplete, and gives little indication as to why they were not actively concerned with the progress of the flight or its predicament. In particular no explanation has been advanced, nor, it would seem, sought as to why the Tower Controller transferred the flight to the Area Control Centre at a critical stage, when this would not appear to have been necessary the flight being within 25 nautical miles of the airfield, and cleared by him to maintain an altitude of 11,500 feet. This change played a substantial part in the events that followed, and has not been addressed.
9. The probable causes do not cover other issues of equal importance.
10. Findings 10, and 11, are incorrect. ROMEO is the entry point and the position at which Thai pilots commence their preparation for the approach procedure to the Kathmandu Airport. This has been the standard and well established and trained procedure for a great many years ensuring the best possible prepared approach to this difficult airport by Thai pilots.
11. Finding 20 is incorrect. The facts, as established, do not provide any basis for assuming that the pilots were unaware of where the flight was proceeding, only that they may have become distracted and unaware of the proximity of the terrain at their altitude north of the airfield.
12. Finding 35, there is no evidence to support such an assumption.
13. Finding 50 is misleading and incomplete in that it does not include the fact that the controller had not reported that the flight had advised him that it was on a northerly heading.

Accredited Representative of Thailand

FINAL COMMENT
OF FRANCE , STATE OF MANUFACTURE
REGARDING THE FINAL REPORT ON THE ACCIDENT
OF THE A 310-304 HS-TID ON 31st JULY 1992

This report analyzes mainly one hypothesis saying that the crew thought they were flying to the south while the aircraft had a northern heading - " southern hypothesis" -. It leads to valuable safety oriented recommendations.

Nevertheless, this hypothesis, although possible, is not fully demonstrated by the facts established during this investigation.

Moreover several facts and arguments produced in the report, or established during the investigation and laid before the commission, allow to support as well other hypotheses , in which the crew were conscious that they were heading north, at least during certain periods of time of the flight to the north, but may not have been conscious of, or have been distracted from, the proximity of the high terrain, or the time elapsed, or the distance covered, or a combination of these hypotheses, and/or of the "southern hypothesis".

These hypotheses , which are as probable as the ones discussed in the report, have been discussed and argued during the Investigation Commission meetings.

The French party would like to emphasize that the facts established during the investigation , allow to support all these hypotheses.

As a consequence, the analysis of the report, should be amended to cover all the contributory factors and possible hypotheses in order to explain this accident, and develop safety recommendations.

French Accredited Representative

ICAO Note.— Sections 1.5.1.1 to 1.6.11.4, 1.11.1.1 to 1.11.1.3, 1.11.2.1 to 1.11.2.5, 1.16, 1.17 and 1.18 and the Appendices were not reproduced.

ICAO Ref.: 0122/92.

No. 4

**Airbus Industries A300, AP-BCP, accident near
Kathmandu, Nepal, on 28 September 1992. Report released by Nepal.**

SYNOPSIS

The accident was notified to national and foreign authorities by His Majesty's Government of Nepal, Ministry of Tourism and Civil Aviation, Department of Civil Aviation. Accredited representatives were nominated by Pakistan (the state of registry and of the operator) and France (the state of manufacture). The State of occurrence also requested assistance through the International Civil Aviation Organisation (ICAO) and specialist investigators were provided by the British, Australian and Canadian air accident investigation branches. These investigators arrived in theatre on 2nd and 3rd October. The formal investigation commenced on 3rd October following a meeting of the Commission. This report has been prepared by the Commission appointed by His Majesty's Government of Nepal.

The ill-fated aircraft departed Karachi Airport, Pakistan, at 0613 hours UTC on 28 September 1992 as Pakistan International Airlines Flight Number PK268, a non-stop service to Kathmandu, Nepal. The accident occurred at 1430 hours local time (0845 hours UTC) when the aircraft struck a mountain during an instrument approach to Kathmandu's Tribhuvan International Airport. The impact site was at an altitude of 7280 feet above sea level (2890 feet above airport level), 9.16 nautical miles from the VOR/DME beacon and directly beneath the instrument approach track.

An aerial search for the aircraft was conducted shortly after it failed to respond to ATC transmissions. People in a village below the impact area heard but did not see the crash. Later, flames were seen through the mist which enveloped the crash site and the location was reported to the staff of a navigation facility. Rescue services coordinated by the Royal Nepalese Army, the Nepalese Police and the Department of Civil Aviation reached the accident site within three hours but all 167 persons on board had lost their lives in the impact.

The balance of evidence suggests that the primary cause of the accident was that one or both pilots consistently failed to follow the approach procedure and inadvertently adopted a profile which, at each DME fix, was one altitude step ahead and below the correct procedure. Why and how that happened could not be determined with certainty because there was no record of the crew's conversation on the flight deck. Contributory causal factors were thought to be the inevitable complexity of the approach and the associated approach chart.

1 FACTUAL INFORMATION

1.1 History of the flight

Pakistan International Airlines flight 268 departed Karachi on 28 September 1992 at 0613 hrs UTC for a direct flight to Kathmandu. On board were four flight deck crew, eight cabin crew, four air guards, three ground engineers and 148 passengers of various nationalities, fuel for the flight to Kathmandu and much of the fuel required for the return flight to Karachi. The flight through Pakistani and Indian airspace appears to have proceeded normally. At 0825 hrs UTC (1410 hrs local time) two way contact between Pakistan 268 and Kathmandu Area Control West was established on VHF radio and the aircraft was procedurally cleared towards Kathmandu in accordance with its flight plan. After obtaining the Kathmandu weather and airfield details, the aircraft was given traffic information and instructed to report overhead the SIM (Simara) non-directional beacon (214°R/39 nm from Kathmandu's KTM VOR/DME¹) at or above Flight Level (FL) 150 as cleared by the Calcutta Area Control Centre. At 08:37 hrs the co-pilot reported that the aircraft was approaching the SIM beacon at FL 150, whereupon procedural clearance was given to continue to position SIERRA (202°R/10 nm from the KTM beacon) and to descend to 11,500 feet altitude. No approach delay was forecast by the area controller and the co-pilot correctly read back both the clearance and the instruction to report at 25 DME. At 0840:14 hrs he reported that the aircraft was approaching 25 DME whereupon the crew were instructed to maintain 11,500 feet and change frequency to Kathmandu Tower.

Two-way radio contact with the Tower was established a few seconds later and the crew reported that they were in the process of intercepting the final approach track of 022°M (Magnetic). They were instructed to expect a SIERRA approach and to report at 16 DME. At 08:42:51 hrs the first officer reported "ONE SIX DME AT ELEVEN THOUSAND FIVE HUNDRED". The tower controller responded by clearing the aircraft for the SIERRA approach and instructing the crew to report at 10 DME. At 08:44:27 the first officer reported 10 DME and three seconds later he was asked "REPORT YOUR LEVEL". He replied "WE CROSSED OUT OF EIGHT THOUSAND FIVE HUN' TWO HUNDRED NOW". The controller replied with the instruction "ROGER CLEAR FOR FINAL, REPORT FOUR DME RUNWAY ZERO TWO". The co-pilot responded to this instruction in a normal, calm and unhurried tone of voice; his reply was the last transmission heard from the aircraft.

Thirty two seconds after the co-pilot reported 10 DME the aircraft crashed into a steep, cloud-covered mountainside at 7,280 feet amsl and 9.16 nm on radial 202

¹ Two co-located radio navigation beacons which give magnetic bearing in degrees (radial) and distance in nautical miles (DME) from the beacon site. The letters KTM which are transmitted in morse code identify the beacons.

from the VOR/DME beacon (9.76 nm from and 2970 ft above the threshold of runway 02 which is 77 feet below the airport datum).

1.2 Injuries to persons

Injuries	Crew	Passengers	Others
Fatal	19	148	None
Serious	None	None	None
Minor/none	None	None	

1.3 Damage to aircraft

The aircraft was totally destroyed.

1.4 Other damage

Trees and vegetation on the mountainside were burned over one main and several adjacent smaller areas. Rocks and loose soil were dislodged by the impact and by subsequent rescue and inspection activities on the site.

1.5 Personnel information

1.5.1 Aircrew

Commander: Pakistani male aged 49 years
Licence: ALTP No 373 issued by Pakistan CAA on 3 Nov 73
Certificate of Validity: Valid to 9 Dec 92
Types on licence: Group 1: Airbus A-300 Group 2: None
Instrument Rating: Renewed 21 May 92 valid to 9 Dec 92
Instructor Rating: Route check pilot wef 12 July 87
 Simulator instructor wef 8 Jun 89
Last route check: 25 May 87
Last simulator check: 21 May 92
Last medical check: Class 1 medical renewed on 31 May 92 endorsed "subject to use of corrective glasses". The commander's hearing acuity had been reducing over a period of years and at his last audiometry check, on 19 November 1990, it had reduced to the category of "borderline".

Hours flown: (At time of reporting for duty on 29 Sep)

Type	Command	Co-pilot
A300	6260:30	1:00
B707-200	2136:46	726:23
DC-10	0	888:30
Propeller aircraft	1493:35	1688:18
Total	9890:51	3295:44
Grand total	13186:35	

Recency (At time of reporting for duty on 29 Sep 92)

Previous:	24 hrs	Month	3 Months	6 months	Year
Hours/mins:	0	36:13	121:41	223:38	605:31

Duty period last 24 hours: 3 hrs 45 mins
 Previous operations to Kathmandu during 1992: 23 Jul, 20 Feb, 6 Feb, 9 Jan

Co-pilot: Pakistani male aged 38 years
Licence: CPL No 842 issued by Pakistan CAA on 24 Dec 84
Certificate of Validity: Valid to 11 Nov 92
Types on licence: Group 1: None Group 2: Airbus A-300
Instrument Rating: Renewed 23 Jun 92 valid to 28 Dec 92
Instructor Rating: None
Last route check: 10 Apr 91
Last simulator check: 23 Jun 92
Last medical check: Unrestricted class 1 medical renewed on 21 Apr 92
Hours flown: (At time of reporting for duty on 29 Sep)

<u>Type</u>	<u>Command</u>	<u>Co-pilot</u>
A300		1469:26
B737		518:48
Propeller aircraft	295:20	3565:26
Total	295:20	5553:40
Grand total	5849:00	

Recency (flight hours at time of reporting for duty on 29 Sep)

Previous:	24 hrs	Month	3 Months	6 months	Year
Hours/mins	3:57	67:43	196:45	378:32	625:08
Duty period last 24 hours:	3 hrs 45 minutes				
Previous operations to Kathmandu during 1992:	18 June 1992				

Operating Flight Engineer: Pakistani male aged 40 years
Licence: FEL No 224 issued by Pakistan CAA on 13 Mar 82
Certificate of Validity: Valid to 10 Dec 92
Types on licence: Airbus A-300
Instructor Rating: None
Last route check: N/A (Recently returned from 3 year secondment to Malaysian airlines and operating under supervision)
Last simulator check: 18 Sep 92 (by Malaysian airlines)
Last medical check: Unrestricted class 2 medical issued on 11 Dec 91
Hours flown: (At time of reporting for duty on 29 Sep)

A300	2516:25
B707-200	2773:26
Total	5289:51

Recency (flight hours with PIA at time of reporting for duty on 29 Sep)

Previous:	24 hrs	Month	3 Months	6 months	Year
	0	3:24*	3:24*	3:24*	3:24*

*Had flown 1634.08 hours during secondment to Malaysia between Aug 89 and 18 Sep 92

Duty period last 24 hours: 3 hrs 45 mins

Previous operations to Kathmandu during 1992: None

Supervisory Flight Engineer: Pakistani male aged 42 years

Licence: FEL No 185 issued by Pakistan CAA on 25 Sep 78

Certificate of Validity: Valid to 24 Nov 92

Types on licence: Airbus A-300

Instructor Rating: Route check engineer wef 15 Nov 88
Simulator instructor wef 20 Feb 89

Last route check: 29 May 92

Last simulator check: 10 Sep 92

Last medical check: Class 2 medical re-issued on 25 May 92
Medical category withdrawn on 13 Apr 92 for 4 weeks due to a diabetic problem.

Hours flown (At time of reporting for duty on 29 Sep)

A300	4503:53
B707-200	3716:56
Total	8220:49

Recency: (At time of reporting for duty on 29 Sep)

Previous:	24 hrs	Month	3 Months	6 months	Year
Hours/mins:	1:00	46:32	161:37	185:07	492:40

Duty period last 24 hours: 3 hrs 45 mins

Previous operations to Kathmandu: Before 1st April 1992

1.5.2 Air Traffic Control

There were several controllers on duty in Air Traffic Control at the time of the accident but only the Tower controller was in R/T contact with the aircraft during its approach.

Tower controller: Nepalese male aged 35 years.

Licence: Not issued and not required under Nepalese regulations.

Ratings: Not formally issued. All controllers are trained for and rotate through the area control centre, ATS reporting office and control tower positions after qualifying as controllers.

Training: Completed 52 week ATC course in Kathmandu in Feb 82. Completed approach control (non-radar) course in Sri Lanka in Dec 91

Experience: Employed as an air traffic controller at various Nepalese airfields since completion of Nepalese training in Feb 82. Returned to Kathmandu airport in early 1990.

Duty period last 24 hours: 3 hrs 30 mins

1.6 Aircraft Information

1.6.1 Leading Particulars

Type:	Airbus Industrie A300-B4
Constructor's number:	025
Date of manufacture:	1976
Certificate of Registration:	The Civil Aviation Authority of Pakistan issued the aircraft with Certificate of Registration number 590 on 22 April 1986.
Certificate of Airworthiness:	The Civil Aviation Authority of Pakistan issued a Certificate of Airworthiness, number 543/1 for the aircraft on 28th April 1986. The Certificate was renewable annually, and was last renewed on 22nd April 1992. It was therefore current at the time of the accident.
Total airframe hours/cycles:	At the time of the accident, the aircraft had achieved 39045 hours and 19172 cycles.
Engines	The engines were GE CF6-50C2 turbofans, manufactured by General Electric Aircraft Engines of Cincinnati, Ohio, USA.
Maximum take-off weight:	165,000 kg
Actual take-off weight:	147,302 kg
Centre of gravity at take-off:	25.9% mean aerodynamic chord
Maximum landing weight:	134,000 kg
Estimated weight at impact:	130,500 kg

1.6.2 Maintenance history

1.6.2.1 General

A review of the aircraft documentation revealed no accidents or accidental damage to the aircraft since it entered service with PIA. No discrepancies were noted in the incorporation of mandatory modifications, airworthiness directives or local modifications.

1.6.2.2 Scheduled maintenance

The aircraft was required to be maintained in accordance with a Maintenance Schedule approved by CAA Pakistan under the Certificate of Approval HQCAA/2210/3/AW issued to PIA. Documentation obtained from the airline showed that all scheduled checks had been accomplished prior to the departure of PK268 on 28th September 1992.

1.6.2.3 Pilots defect reports

The pilots defect reports for the three months prior to the accident were examined and assessed. As with any large airliner, there was a considerable number of reported defects, including recurring problems with the weather radar, thrust reversers and electrical power generation. However the statistical breakdown of the defects revealed no undue incidence of recurring defects. Any defects reported by the flight crew must be considered with reference to the Minimum Equipment List (MEL). This document contains a preamble which explains the functions of the MEL, the following is an extract from it:

"The CAA rules require that all equipment installed on an aircraft in compliance with the Airworthiness Standards and Operating Rules must be operative. However, the rules also permit the publication of a Minimum Equipment List where compliance with certain equipment requirements is not necessary in the interest of safety under all operating conditions. Experience has shown that with the various levels of redundancy designed into aircraft, operation of every system or installed component may not be necessary when the remaining operative equipment can provide an acceptable level of safety.'
".....The MEL is intended to permit operation with inoperative items of equipment for a period of time until repairs can be accomplished. "

Paragraph 3.4 of the MEL states the following requirement:

For defects that are carried forward ex-base (*ie* Karachi), the status report will be sent to Flight Standards Directorate, CAA, every three days.'

At the time of departure of PK268 from Karachi there were two uncleared defects that were within the limits imposed by the MEL.

- a) 20th September 1992: The No.1 autopilot trips on flap extension and cannot be re-engaged.
- b) 24th September 1992: The No.2 thrust reverser stuck in the deployed position. It was deactivated and secured in the stowed position.

Each of these unserviceabilities is allowed by the MEL for a maximum of ten days; and neither exceeded this limit. The A300 is equipped with two autopilot systems and there was no record of problems with the No. 2 autopilot. The MEL allows for one thrust reverser to be inoperative provided it can; a) be deactivated and stowed; b) no operational procedure is dependent on its use; and c) the autothrottle is disarmed on final approach.

A review of the MEL defects over the three months preceding the accident revealed that approximately 65% were being cleared before the aircraft next departed from Karachi. However, it was established that Paragraph 3.4 of the MEL was not being complied with in that PIA were not sending the carry-forward defect summaries to the CAA; furthermore the CAA were not applying any pressure to the airline to supply them.

The aircraft was carrying one additional item of unserviceability that had not been rectified and was not covered by the MEL. This was reported on 29th September 1992 and concerned the right hand mechanical downlock indicator, which was flush with the wing surface. This had been assessed as having no airworthiness significance and had been held over for rectification during a major service.

1.6.2.4 Ground proximity warning system (GPWS) maintenance history

The ground proximity warning computer (GPWC) was a Sundstrand Mark II, Part Number 965-0476-088. The computer takes inputs from the No. 1 air data computer (ADC) and the No. 1 radio altimeter transmitter/receiver (Rad Alt T/R). All these components are maintained "on condition". The GPWC component history card showed that it had been released from PIA's avionics workshops on 27 November 1989 (this was the unit's first workshop visit in PIA's ownership) and installed on AP-BCP on 2nd January 1991.

The pilots' defect reports for the three months prior to the accident contained the following GPWS defects:

- a) 14th August 1992: GPWS test u/s and Rad Alt No. 1 flag came on. (On the ground at Jeddah)
- b) 21st August 1992: TERRAIN and PULL UP audio warnings triggered in the cruise and No. 1 Rad Alt OFF flag appeared.

The first was listed as an MEL item and carried until 15th August when the No. 1 Rad Alt T/R was changed, resulting in a satisfactory BITE test. In the second case, the rectification action was to interchange both Rad Alt T/Rs, which resulted in a satisfactory ground test.

The GPWS is a Category B item in the MEL, meaning that it is required to be repaired within three days of a malfunction being reported. There is also a "Supplemental Procedure" requirement which states:

'...May be inoperative provided it does not render any other aircraft system or equipment inoperative but (the aircraft) must not depart from Karachi with inoperative GPWS.'

PIA have not encountered significant reliability problems with the GPW Computer, as the following A300 fleet component removal statistics indicate:

1990: 1 removal. Removal rate 0.04/1000 hrs (no confirmed failures)
1991: 3 removals. Removal rate 0.15/1000 hrs (one confirmed failure)
1992: Nil removals

1.6.2.5 Cockpit voice recorder (CVR) maintenance

The replay of the CVR revealed that the cockpit area microphone (CAM) was inoperative. Although the "test" button is operated by the crew during the pre flight checks, this only tests the recording heads and the tape, and not the signal supply to the recorder. There is provision for a full system test by utilising the microphone jack on the microphone monitor panel to monitor the audio signal. This check is conducted by maintenance personnel during scheduled maintenance. The last CAM check on AP-BCP was a transit check carried out three sectors prior to the accident, with no problems being reported.

1.7 Meteorological information

1.7.1 General situation.

There was high pressure at the 850 millibar level (approximately 5000 feet amsl) to the east and to the west of Kathmandu with a shallow low pressure area to the south of Patna in India. The monsoon season in the Kathmandu valley was almost over but the situation was changing only slowly. The 0825 hrs UTC satellite picture showed no significant cloud over northern India, about four oktas of cloud over western Nepal and about seven oktas over eastern Nepal including Kathmandu.

1.7.2 Forecast weather

Terminal aerodrome forecasts (TAFs) were issued by the Kathmandu meteorological office at 0100 hrs UTC and again at 0300 hrs UTC. For the time of the accident, there was no significant difference between the forecasts which were:

Wind 240°/08 kt, visibility more than 10 kilometres, 2 (later 3) oktas of stratocumulus (SC) base 3000 feet aal (above airfield level), 3 oktas of altocumulus

(AC) base 10,000 feet aal and temporarily 1 okta of cumulonimbus (CB) base 2000 feet aal.

1.7.3 Observed weather

Routine weather reports for Kathmandu airport are issued at 50 minutes past the hour. The report preceding the accident and the report issued five minutes afterwards are tabled below:

Observed weather at Kathmandu airport						
Time UTC	Wind Vel knots	Visibility km	Cloud & Base (oktas and feet)	Temp	QNH (mb)	Trend
0750	300°/06	More than 10	7 oktas coverage 3 CU at 2000 1 CB at 2500 6 SC at 3000	25°C	1015	No significant change
0850	210°/05	More than 10	7 oktas coverage 3 CU at 2000 6 SC at 3000	24°C	1014	No significant change

1.7.4 Pilot reports

The commander of an aircraft which arrived at Kathmandu two hours before the accident reported that there was a large cumulus cloud developing into a cumulonimbus to the east of the SIERRA approach track at 28 DME and a well-developed cumulo-nimbus cloud on the approach track at about 18 DME. He diverted by some 5 to 7 nm off-track to avoid the second cloud, remaining in VMC (visual meteorological conditions), and then regained track. He did not see the airport until 8 DME. He also stated that, in his experience, at that time of the year any turbulence encountered is invariably associated with cloud.

The commander of the aircraft which completed the preceding SIERRA approach, one hour before PK268, stated that he experienced no turbulence between 25 DME and landing. There was an easterly wind of about 10 kt during the approach and one or two cumulo-nimbus clouds two or three nautical miles east of the approach path. From 16 DME to 5 DME he was in IMC (instrument meteorological conditions) within cumulus cloud and rain was encountered between 8 DME and 5 DME. He broke out of cloud at 6000 feet amsl (1700 ft aal) and the runway was visible from that time.

The commander of Pakistan 268 reported to the Calcutta and Kathmandu area control centres that, in the vicinity of the Nepalese/Indian border, he was deviating by 10 to 15 nm to the right of planned track to avoid towering clouds. About 55 nm from Kathmandu he broadcast a message to his passengers on the Cabin PA (passenger

address) system stating that "THE WEATHER BUILT UP VERY FAST IN THE AREA OF SUCH NATURE OVER THE HIMALAYAN RANGE"; he then relayed to them the Kathmandu weather report in general terms. At 0838:41 (about 34 DME) whilst in descent from FL 150 to 11,500 feet, he made another PA broadcast to the passengers and cabin crew stating "WE ARE ENTERING INTO THE AREA OF TURBULENCE AND I REQUEST ALL OF YOU TO REMAIN SEATED".

1.7.5 Weather at the accident site

Eye witnesses close to the accident site at the time of impact stated that there was little or no wind, no rain and no thunderstorm in their vicinity. The visibility was about 20 metres in mist. Observers at the airport reported that small patches of blue sky were visible but the tops of the mountains to the south of the airport were hidden by cloud.

1.8 Aids to navigation

The primary navigation aids are the co-located VOR/DME beacons sited 0.6 miles from the threshold of runway 02 and in line with it. There are also non directional beacons (NDB) on the airfield, at 6.5 DME on radial 106 and at 4 DME on radial 202. There is a fan marker at 8.2 DME beneath the SIERRA approach path and runway 02 is equipped with an optical approach slope indicator system (TVASI) and high intensity approach lights.

The VOR equipment is an AWA Doppler VOR Beacon Type VRB-50D; the DME is a Northrop Wilcox 596B. Both were installed in the 1970s and are flight-checked on a biennial basis. Checks completed on 9 Oct 90 and on 29 Oct 92 found that the equipment was operating satisfactorily within prescribed tolerances; there was no change in DME pulse width or spacing between the two calibrations. Both sets of equipment are provided with main and standby power supplies and are remotely monitored in a control centre at the airport. Each morning the equipment is site checked and operating tolerances are recorded. Alarm systems at the Tower and Area Controller positions sound if either equipment fails.

All aids were reported as being serviceable both prior to and after the approach of PK268. At the time of the accident another aircraft 14 nm from Kathmandu was receiving DME range indications.

1.9 Communications

Air Traffic Control communications with aircraft entering Nepalese airspace is primarily by VHF radio. PK268 communicated with Kathmandu Control West and Kathmandu Tower on the published VHF frequencies; no difficulties were evident or reported. Voice communication with these agencies was recorded. A transcript of the recordings is attached at Appendix A.

1.10 Aerodrome information

1.10.1 Aerodrome

Tribhuvan International Airport is situated in a bowl-shaped valley about 14 nm in diameter and surrounded on all sides by high ground. The minimum safe altitude to the north of the airport is 21,000 feet; to the south it is 11,500 feet. The transition altitude is 13,500 feet. The aerodrome reference point is at 27° 41.8' North 085° 21.7' East. The airport elevation is 4390 feet above mean sea level. There is a single bitumen runway aligned 022°/202° which is 3050 metres long and 46 metres wide. The runway 02 threshold elevation is 4313 feet. All relevant airport facilities were reported as serviceable.

1.10.2. Air Traffic Control Procedures

The Kathmandu FIR (Flight Information Region) is divided into two sectors: Nepalgunj to the west and Kathmandu to the east of longitude 83° east. The Kathmandu sector is further divided into two sub-sectors: east and west. The division is aligned with the 160° and 360° radials from the VOR beacon. The aerodrome control zone extends from ground level to 8500 feet amsl out to 10 nm. The TCA (terminal control area) extends out to 25 nm from the aerodrome from 8,500 feet to FL 460. The area to the north of the aerodrome is shaped, due to the terrain, and is defined in the Nepalese AIP.

There is no radar at Kathmandu. Control of IFR (Instrument Flight Rules) traffic is procedural and based on position reports relative to the VOR/DME beacon. Control of all traffic in the control zone and traffic in the TMA at and below 11,500 feet is vested with the Tower controller.

1.10.3 Instrument approach procedures

There are two published instrument approach procedures to the airport. The ECHO approach from the east and the SIERRA approach from the south. Airways traffic arriving from the Calcutta FIR normally arrives using the SIERRA approach procedure which has been in use since 1978. It is published on charts available from at least four sources (HMG/N Dept of Civil Aviation; Jeppesen, SAS and Aerad). A copy of the Jeppesen SIERRA approach chart which should have been used by the crew of PK268 is at Appendix B. However, there was evidence to suggest that many crews made a hand drawn version of the procedure, in order to clarify the letdown, and used this rather than the official chart during the procedure.

1.10.4 The State Instrument approach chart

The State chart bears the legend "INSTRUMENT APPROACH CHART - ICAO" near the top left corner and so it is assumed that the approach was designed to conform with ICAO Procedures for Air Navigation Services - Aircraft Operations

(PANS OPS). The design of the State chart was compared with the current volume (Doc 8168 - OPS/611 Volume II Third edition 1986.)

The procedure appears to accord broadly with current PANS OPS principles except in the matter of procedural segments and descent profiles. The main exceptions are listed below together with the corresponding sections of PANS OPS in brackets.

- a. The final approach fix is not designated. (Page 3-37 para 6.1). It is assumed to be the start of the steep section at the SIERRA fix (10 DME)
- b. The number of step-down fixes in the final approach segment exceeds the recommended maximum of two for the final segment of a DME approach. (Page 3-16 para 2.8.3)
- c. Although distance information is available from the DME, descent profile advisory information for the final approach is not provided to assist the pilot to maintain the calculated descent gradient. There should be a table showing altitudes/heights through which the aircraft should be passing at each 2km or 1 nm. (Page 3-5 para 1.8 and page 3-134 para 26.5)
- d. The descent gradients for the final approach segment are not displayed on the chart. The gradients between 10 DME and 5 DME exceed the recommended maximum of 6.5% (3.73°) for a VOR/DME approach. (Page 3-133 Para 26.4.4.1)

1.11 Flight recorders

The Cockpit Voice Recorder (CVR) was a Sundstrand AV557A which has a 30 minute duration. A satisfactory replay was obtained by the French Bureau Enquetes at their facility in Paris. Three of the four channels (crew members 1, 2 & 3) were replayed satisfactorily and transcribed. The fourth channel (the cockpit area microphone) had no recorded signal on any part of the tape. Therefore, as the crew did not have boom microphones on their headsets, only messages broadcast to the passengers on the cabin PA (passenger address) system and brief transmissions to and from Indian and Nepalese ATC agencies were recorded. Apart from the PA messages, the CVR recording merely verified the Kathmandu ATC recording. A full record of the CVR readout process is contained in the Flight Recorders Report supplied separately.

The Sundstrand Digital Flight Data Recorder (DFDR) was also taken to Paris for replay. The recorder crash protected enclosure was severely damaged by heat and the recording tape had broken. After careful cleaning and preparation the tape was replayed but the information relating to the last 107 seconds of the flight could not be extracted by conventional means due to heat and mechanical damage to the tape.

Valuable data from the damaged section was eventually recovered by an optical technique using a microscope and a garnet but it was not possible to recover all the data. However, the recovered data were sufficient to reconstruct the ground track and altitude profile during the last few minutes of the flight.

A full record of the DFDR readout process is presented separately in the Flight Recorders Report. Graphs of the extracted data are shown at Appendix C.

1.12 Wreckage and impact information

1.12.1 Accident site details

The aircraft crashed into the southern flank of a mountain 9.76 nm from the threshold of runway 02. The impact point was assessed as 7,280 feet above sea level which was some 150 ft below the crest of the mountain. The average slope of the impact area was 45°, with some areas, including the cockpit impact point, being close to the vertical. There was a steep gully below the main impact area, into which many items of wreckage had fallen. The aircraft was almost totally destroyed by the impact and subsequent fire.

1.12.2 Wreckage distribution.

A formal survey was not conducted due to the difficulty and danger associated with accessing and identifying specific components. A photograph of the accident site, together with a site sketch showing the relative positions of the major wreckage items, is presented at Appendix D.

The impact point was characterised by a series of indentations in the mountainside, which, from a consideration of the aircraft dimensions, were assessed as having been made by respectively, the No.1 engine, the aircraft nose, and the No. 2 engine when viewed from left to right, looking along the flight path. A fan-shaped area of wreckage extended upwards and to the left of the impact point, and it was apparent that the vegetation had been scorched in areas that contained comparatively little wreckage. This feature was attributed to the effects of the fireball which undoubtedly occurred at impact, following the release of fuel from the wing tanks.

The only major part of the aircraft that had remained relatively intact was the tail section. This had separated aft of the rear pressure bulkhead and had come to rest below the impact point. Above and to the right of the tail was a large section of the right wing, from the tip to the landing gear attachment. The spoiler surfaces and sections of the ailerons remained in place.

Below and to the left of the tail section was a large accumulation of wreckage that had been subjected to an intense ground fire. It was apparent that this had consumed a considerable amount of material. At the lower end of this main wreckage area was

the No. 2 engine, which was generally intact but had suffered considerable fire damage. The No. 1 engine was much more extensively broken up, with components being distributed down the gully. Other components identified in the main wreckage area included the main landing gears and a large section of a thrust reverser assembly.

The fuselage was highly fragmented, and parts were distributed all around the main impact area. The largest piece was approximately 3 metres by 5 metres and included a number of cabin windows. This was located below and to the left of the impact point. A section of the fuselage crown was found on the shoulder of the mountain to the right of the impact point.

1.12.3 Impact parameters

At the impact point, the central indentation was confirmed as being produced by the nose of the aircraft by the discovery of a fragment of radome attachment structure embedded in the earth. A horizontal scar extended either side of the depressions attributed to having been caused by the engines. A few fragments of green navigation light cover were found at the right hand extremity of the scar, thereby confirming the impact point of the right wing tip, and also showing that the scar had been caused by the wing leading edge. The horizontal orientation was indicative of a wings level attitude at impact.

Below and to the right of the right wing tip impact point was a tree, the upper branches of which had been freshly cut in a horizontal plane assessed as being approximately 1.3 metres below that of the wing leading edge scar. Consideration of the aircraft geometry, and the positions of the tree and wing tip mark in relation to the impact track of approximately 020°, suggested that the tree had been cut by the trailing edge of the outboard flaps which were fully extended. This provided a broad indication of a near-level pitch attitude at impact, since, at such an attitude, the flap trailing edge is lower than the wing leading edge.

1.12.4 Examination of wreckage.

1.12.4.1 Structures

The extent of the damage to the aircraft precluded making any definitive finding as to the possibility of an in-flight fire or explosion. However, those parts which could be examined revealed no evidence to suggest such an occurrence. Similarly, there was no evidence that indicated an airborne structural failure, especially as representative portions of the nose, tail and wings were all found on site.

1.12.4.2 Systems.

The examination of the wreckage, which was conducted before the replay of the DFDR, was mainly confined to observations made at the crash site. The steep terrain and the remoteness of the location presented major salvage difficulties. In the event, sufficient DFDR data was obtained to render a salvage unnecessary for investigation purposes. The following is a summary of the findings that resulted from the wreckage examination:

The extended condition of the main landing gear actuators, plus the degree of damage to the legs and bogies, was indicative of the landing gear being extended at impact.

Eleven out of the total of twelve flap beams and jack screws were located, the positions of the carriage trunnions on the jack screws providing consistent indications of the flaps being fully extended at impact. The carriage positions on the leading edge slat screw jacks were also consistent with the slats being fully extended, although only three of these were located.

There was tentative evidence, from the observed positions of most of the spoiler panels, that the spoilers had been in the retracted, or faired positions.

The horizontal stabiliser pitch trim actuator, located in the comparatively intact tail section, was found at a setting which equated to a stabiliser angle of 7.25° leading edge down relative to the fuselage horizontal datum (*ie* nose-up trim).

Examination of the engines revealed damage to the rotating assemblies which was consistent with engines rotating under power at impact. The main engine control (MEC) from the No. 1 engine was recovered from the accident site and subjected to a strip examination at the manufacturers. Witness mark evidence on parts of the mechanism within the unit was indicative of approximately flight idle fuel flow at impact. This corroborated with the observed positions of the No. 2 engine variable stator vanes, although those on the No. 1 engine were too badly damaged to provide, on their own, a reliable indication of power level. The conclusion resulting from the examination of all the available hardware was that the engines were operating, most likely at flight idle at impact.

Only two flight deck instruments were recovered; an airspeed indicator (ASI) and a radio altimeter, the serial number on the latter indicating it had been installed in the No.2 position. The burned dial of the ASI bore a very faint impression which could possibly have been made by the indicating needle; this mark was at a position corresponding to 146 kts. The indicating ribbon from the face of the radio altimeter had been torn away, although a considerable amount remained coiled on the drum and associated feed mechanism: this enabled the value that had been showing on the face to be estimated at around 70-80 ft.

1.13 Medical and pathological information

The accident was not survivable and everyone on board was killed in the impact. Bodies were found in two distinct groups: one group was located in a small area in the main wreckage beneath the impact point; the other was scattered in an arc above, beyond and to the left of the impact point. The bodies were recovered to Kathmandu by the Nepalese police using surface transport and helicopters. There they were examined by a team of pathologists, odontologists and identification experts. None of the flight crew was identified. There was no medical evidence of any pre-impact explosion. An expanded medical and pathological report is provided separately.

1.14 Fire

There was approximately 20.4 tonnes of kerosene fuel on board the aircraft at the time of impact and this was consumed by fire. Fires burned over the main impact site and several smaller areas adjacent to it. The crash site was totally inaccessible to fire fighting vehicles and the fire burned itself out.

1.15 Survival aspects

Search and rescue action started after the aircraft failed to report at 4 DME. A Puma rescue helicopter departed the airport at 0919 hrs UTC to search the area surrounding the aircraft's last position report. Later, three more helicopters and one fixed-wing aircraft joined in the search. The crash site was located from the air after about two hours of searching. The helicopter was unable to land at the crash site due to unfavourable weather and terrain but some rescue team members were landed nearby. The remaining rescue team members travelled to the crash site by road and on foot. An expanded report is provided separately.

1.16 Tests and research

1.16.1 Position Fixing

A Magellan Global Positioning System (GPS) receiver was used to establish the precise position of the accident site. To minimise errors, the receiver was set up to take 50 consecutive fixes and to calculate the average. Check fixes using this method were taken at the airport and the VOR/DME beacon. These fixes were within 15 metres in plan and 50 feet in elevation from the published positions.

1.16.2 Flight Simulator

Tests were carried out in an A300-B4 flight simulator in the presence of representatives from Airbus Industrie and the investigation team. The following parameters relating to the accident flight were simulated: motion; weight; centre of gravity; atmospheric conditions; airport altitude and VOR/DME position. The terrain surrounding Kathmandu was not simulated.

The objectives of the tests were:

- a. To examine aspects of the flight deck ergonomics.
- b. To examine the aircraft's autopilot/autothrottle relationship.
- c. To examine the relationship between indicated airspeed and rate of descent in the landing configuration.
- d. To reproduce the last 15 miles of the accident flight.
- e. To fly the correct SIERRA approach flight profile.
- f. To examine modified SIERRA approach procedures.
- g. To examine procedures for terrain avoidance following an unexpected ground proximity warning.
- h. To record the tailplane trim position (TPI) during the approach.

The tests showed that:

- a. Approach charts were difficult to read if they were placed under the clip between the inertial navigators on the control pedestal, because the eye to chart distance was 92 cm at an angle of about 40° from ahead. Moreover, the speedbrake selector handle, whether in the stowed or the armed position, obscured the commander's view of the lower half of the chart. If placed under the clip on the side wall, the eye to chart distance was 48 cm and charts were readable if the pilots turned their heads through about 40° and looked even further to the side. Charts were easily read if they were placed under the clips on the control columns, where the eye to chart distance was about 40 cm and the chart was directly in front of the pilot.
- b. The volume of the flight deck loudspeakers was reduced during radio transmissions made by the pilots using hand microphones.
- c. The GPWS audio warning was emitted through both flight deck speakers; the warning volume could not be adjusted by the pilots and it was unaffected by simultaneous radio transmission.
- d. The approach profile flown by PK 268 could be replicated without using speedbrakes or unusual manoeuvres. The profile simulated by following the airspeeds, altitudes and configurations used by the crew of PK 268 resulted in a very similar flight profile to that recorded by the FDR.
- e. In the landing configuration, with engine thrust at idle and airspeed at V_{APP} , the rate of descent was about 1,600 feet per minute. On a SIERRA approach the aircraft was always significantly above the minimum altitudes at 8,6,5 and 4 DME. If the rate of descent was maintained after 4 DME the aircraft intercepted a 3 degree slope between 2 and 3 miles from the runway threshold. These characteristics were very similar to those predicted by PIA's senior A300 check-pilot.
- f. At $V_{APP} + 15$ knots, the rate of descent increased to 2,000 feet per minute and was sufficient to match the SIERRA minimum altitude descent profile between 10 DME and 4 DME. The aircraft could be descended to the

minimum altitudes for 8, 6 and 5 DME, although the autopilot workload was much increased above that required to fly the approach at V_{APP} .

- g. With 6,800 feet set on the autopilot altitude selector, in the same conditions as sub-para f above, the autopilot began to reduce the pitch attitude between 7,600 and 7,400 feet. In a repeat of the test with 151 knots set on the autothrottle speed selector the engine thrust increased to maintain airspeed as the nose rose. The pitch attitude and thrust lever activity at 7200 feet was very similar to that recorded on the FDR during the three seconds before impact.
- h. Modifying the SIERRA approach profile to have one 6° approach slope (instead of four) between 10 DME and 4 DME made the approach more stable and easier to fly because fewer and smaller changes to pitch attitude were required to maintain the optimum descent profile. This profile was flown at $V_{APP}+ 10$ to 15 knots.
- i. If the "go-around" button on a thrust lever was depressed during a simulated approach in the landing configuration, with autopilot engaged and engine thrust at idle, the aircraft descended a further 120 feet and regained the altitude at which the button was pressed within 12 seconds. The ensuing climb with gear retracted and flaps at 15° stabilised at a pitch attitude of 15° and a climb rate of 2400 feet per minute. Pilot intervention did not succeed in reducing the amount of height lost and the time to regain the original height was reduced by just one second.
- j. The tailplane trim setting, at 9 DME on each approach made in the landing configuration, was between 6.5° and 7.5°, depending upon instantaneous speed and angle of descent.

1.17 Additional information

1.17.1 Radio Altimeters

The aircraft was fitted with two independent radio altimeters which indicated height above the ground up to a maximum of 2,500 feet via indicators on each pilot's instrument panel. A moveable decision height index could be set by the pilots up to a maximum of 499 feet. Amber lights and an audio warning would be triggered when the aircraft descended through the decision height set on the indicators. One radio altimeter recovered from the accident site had the decision height index set to 499 ft.

1.17.2 GPWS (Ground Proximity Warning System)

1.17.2.1 Operation

A GPWS was fitted to the aircraft to prevent inadvertent controlled flight into terrain. The equipment has five different sets of conditions known as modes which trigger aural and visual warnings on the flight deck. The aural warning is a synthetic male voice broadcast by the flight deck loudspeakers irrespective of whether or not the

crew were using headsets. The visual warnings include a red light labelled "PULL UP" on each pilot's instrument panel. Of the five modes, only modes 1 and 2 are intended to warn the crew of an abnormally high rate of descent depending on ground proximity. These were:

- Mode 1: Excessive (barometric) rate of descent relative to the terrain.
- Mode 2: Excessive terrain closure rate (the rate at which radio height was reducing)

Modes 1 and 2 have maximum and minimum radio heights above and below which all "SINK RATE", "TERRAIN" and "PULL UP" warnings are suppressed. Between these heights, the conditions which trigger a warning vary as a function of several parameters including Mach number (a derivative of true airspeed), radio altitude, barometric sink rate, terrain closure rate and flap position. Also, in the landing configuration, the mode 2 warning is cut off between 200 and 600 feet radio height as a function of barometric descent rate to minimise nuisance warnings during approaches.

The system may be tested by the crew before flight. The built-in-test produces a "PULL UP" audio warning and illuminates lights on the instrument panel. System failure during test is indicated by the absence of a warning and/or the illumination of a 'GPWS FAIL' lamp on the control panel.

1.17.2.2 Events

Operation of the GPWS is recorded by the FDR once per second as one of two states: active or inactive. The FDR tape contained data relating to the 11 flights immediately preceding the accident flight. These data were searched for GPWS events. Two events were located on the first and second flights on the day before the accident during approaches to other airports. The first warning was triggered by a steep-sided mountain about 1700 feet beneath the aircraft and the second by a high rate of descent as the aircraft descended through 300 feet to land. These warnings were assessed as genuine. The same commander was aboard on both occasions, but later stated that he does not recall them.

1.17.3 Terrain altitude data

Attempts to determine the altitude of the terrain beneath the SIERRA approach path from a helicopter equipped with a radio altimeter were only partially successful. Additional terrain data was extracted from a 1:63,360 scale GSGS 5501 map. The map was 'rigorously surveyed from vertical air photographs' and had 100-foot contour intervals. The altitude of the impact site and the altitudes indicated on the map were consistent with the data gathered by the helicopter and the GPS. Some radio heights were recorded by the FDR in the last minute of flight. These data were

augmented with synthetic radio heights calculated by correcting barometric heights recorded on the FDR to true height and subtracting the terrain height determined from the map. The combined data were used by the GPWS manufacturer to determine the probability of a pre-impact warning.

1.17.4 PIA Approach Procedures

Brief details on how and when PIA pilots should prepare their aircraft for the approach to Kathmandu are laid down in the airline's supplement to the Jeppesen approach chart (the 'T chart') (see Appendix B). The T chart is not a graphical document - it is a mix of tables and text. It warns of local hazards around the airport, states that the commander is to execute the landing and advises that he is likely to end up too high and too fast unless the aircraft departs the 10 DME fix fully configured for landing. The instructions regarding configuration and target airspeeds are as follows:

- a. Flaps at 15° and speed at not more than V_{3+10} (165 kts at maximum landing weight) should be achieved by 16 DME.
- b. Flaps and landing gear fully down by 10 DME with speed at the final approach speed V_{APP} (137 kts at maximum landing weight).

1.17.5 The PIA approach technique for the A300

In common with other wide-bodied aircraft of similar size the A300's descent rate in the landing configuration cannot match the glidepath of the SIERRA approach between 10 DME and 5 DME. At 130 tonnes weight the rate of descent at the final approach speed of 136 kts is 1512 fpm (feet per minute). The rate required to make the 8 and 6 DME fixes at the minimum altitudes would be about 2000 fpm. One technique adopted by PIA to match the rate of descent by allowing the aircraft to drift above the minimum altitude profile on the steeper segments and then maintaining the maximum descent rate for the final shallow segments until the minimum altitude profile is regained.

The technique was explained by the airline's senior A300 pilot. The procedure is to descend at idle thrust with the autopilot's airspeed and heading modes engaged. The airspeed is maintained at V_{APP} and the aircraft remains above all the minimum altitudes within this section. There is no need to level off unless it reaches the minimum descent altitude without the runway in sight. Normally a 3° glidepath is intercepted at about 2 DME and the remainder of the approach is flown visually.

1.17.6 PIA Training Policy

The training policy section of PIA's Fight Operations Manual dated 29 May 1988 and approved by the Pakistan Civil Aviation Authority (CAAP) did not state the

requirements for renewal of pilot's supervisory ratings. These requirements were, however, contained in the earlier training policy document dated 18 May 1982. This policy document stated:

- a. Flight/Simulator Instructors will be exempted from Command Renewal Checks/Route Checks. However, they will have to do their Instrument Renewal checks.
- b. A Route check Pilot is exempted from route checks but must fulfil the other formalities for his licence renewal.

1.17.7 Flight Crew Qualification for Kathmandu

PLA's training policy document of May '88 listed route qualification requirements for pilots but not flight engineers. Route/airfield qualifications were combined and based on the concept of area qualifications. Qualification requirements were divided into aircraft categories and then subdivided by geographic area and airfield. There were four methods of qualification (quoted verbatim):

- a. In flight familiarisation as a member of the flight as an observer.
- b. Familiarisation by means of programmed instructions on route documentation. (RCU)
- c. Simulated means used to acquaint pilot in the use of the instrument approach to land, arrival and departure procedures which he may utilise in the operation. (These sessions would also include route/area briefing).
- d. Route checks to demonstrate adequate knowledge of route/airfield.

Qualification was valid for one year. Pilots were expected to know (amongst many other details) the terrain and minimum safe altitude for an airport.

The appropriate area for Kathmandu was India/Bangladesh. Within this area Kathmandu was listed as *not* requiring qualification for captains and co-pilots of wide bodied aircraft such as the A300 but it was required for Boeing 707/737 pilots.

1.17.8 Crew training records

The crew's training records were scrutinised for any unusual entries which might have been relevant to this accident. There were no such entries in any file except the commander's. The relevant entry in his file related to his landing at Kathmandu on 5 October 1989 when he braked so heavily that the mainwheel tyres of his aircraft deflated after landing. The episode came to the attention of the Chief Pilot A300 who wrote the following letter to the commander:

"While operating PK-264/051089, during approach Flight recorder read out shows excessive rate of descent and speed which resulted in activation of fusible

plug deflating tyres after landing. A circular issued in June 1989 and T-chart gives definite procedure to be followed for this airfield which was not adhered to. Director of Flight Operations is displeased on this incident and you are hereby cautioned to be more careful in future.”

1.17.9 PIA Services to Kathmandu

PIA had approximately 44 A300 flight crews and only two scheduled flights to Kathmandu per week on Mondays and Thursdays. The Monday flight was usually flown by a Boeing 707 and the Thursday flight by an A300. However, on Monday 28 September, the traffic load was such that it required an A300.

1.18 Useful or effective investigation techniques

The assistance of a Senior Psychologist specialising in Air Traffic Control and aviation matters and an aviation medical practitioner was obtained to provide advice on the human factor aspects.

2 ANALYSIS

2.1 Introduction

The analysis of the evidence begins with a brief summary of the available evidence. The mechanical and external factors which could have contributed to the accident are then reviewed and discounted leading to the conclusions that the aircraft was serviceable and under control when it struck the ground. The potential error mechanisms which could have caused the accident are discussed leading to the deduction that human factors caused the crew to misinterpret the approach chart. Other factors which probably contributed to the misinterpretation process are then identified and the mechanisms which could have averted the accident are reviewed and their failures explained. Finally, deficiencies within the SIERRA approach to Kathmandu, its ATC environment and the GPWS are outlined and remedial measures are suggested. Measures to address other causal factors and unsafe practices are addressed as they arise. The report ends with a summary of the findings, conclusions and recommendations.

2.2 The Accident Sequence

2.2.1 Extract of evidence

A brief extract of the evidence established in Part 1 of this report follows:

The aircraft struck ground 7,280 feet above sea level on the correct final approach track at 9.16 DME. At that DME the aircraft would normally have been descending through 9,000 feet although the minimum safe altitude was 8,200 feet. At impact the slats, flaps, spoilers and landing gear were correctly configured for landing. The aircraft's wings were level, its heading was consistent with maintaining track and the airspeed was about 14 kts above the final approach speed. Both engines were at flight-idle for most of the descent but were producing slightly more than idle power at impact. The pitch (fuselage) attitude was near zero (level) which, for the configuration and power setting, was consistent with the rate of descent required to follow the altitude profile shown on the approach chart. There was no evidence of pre-impact fire, explosion, disintegration or major mechanical malfunction.

The FDR provided a detailed record of the aircraft's performance during most of the accident flight although the last two minutes of data were damaged by the post impact fire. However, brief 'snapshots' of data including the last three seconds before impact were recovered. The data showed that the flight controls and engines were responding normally to control inputs. The CVR and ATC recordings provided a detailed record of ATC clearances and position reports from the aircraft. These data, together with the FDR data were sufficient to reconstruct the aircraft's speed, configuration, ground track and altitude during the approach. Flight simulator tests

showed that the flight profile could be replicated without resort to extreme or unauthorised manoeuvres such as spoiler deployment.

There was no physical evidence of any improper maintenance and the aircraft documentation was comprehensive and up to date. There were two deferred defects which affected the aircraft's performance: the number two (right) engine thrust reverser was inhibited and one of the two autopilots was unusable whilst the flaps were extended.

2.2.2 Potential mechanical and external factors

The following mechanical and external factors which could have contributed to the accident are reviewed and each is considered separately.

1. Unlawful interference
2. Pilot incapacitation
3. Loss of control
4. Autopilot malfunction
5. Altimeter error
6. Significant VOR/DME error
7. ATC clearance error(s)
8. Extreme weather conditions

2.2.3 Unlawful interference

The possibilities of interference on the flight deck or bomb damage were considered. There was no indication in any radio message from the aircraft that the crew were under duress. PIA have stringent security precautions and the armed guards on board the aircraft should have deterred or defeated any attempt to overpower the crew. Shortly before the accident, the commander spoke to the passengers on the cabin passenger address system (PA) implying that only the weather was causing him any concern and the last radio transmission before impact was made in a normal, calm, unhurried tone of voice. There was no evidence of pre-impact explosion damage to the aircraft and no sign of associated injuries to the passengers. Therefore, the possibility of unlawful interference was discounted.

2.2.4 Pilot incapacitation

There was no evidence of either pilot suffering a very recent medical or personal problem and both had had the opportunity for adequate rest before the flight.

PIA's standard operating procedures (SOPs) state that the non-handling pilot should make all the radio calls. The commander made all the calls until the start of the descent; thereafter the co-pilot made all the calls in a tone of voice consistent with normal operations. The changeover is indicative of a change in the handling pilot from the co-pilot to the commander and consistent with the T-chart's instruction for

the commander to execute the landing. Clearly both pilots were well at the start of the approach and the co-pilot was well 30 seconds before impact.

Had the commander become unwell during the approach, the co-pilot may or may not have had noticed his illness. If the co-pilot had noticed it, he would have been able to abandon or continue the approach with the assistance of the flight engineers. Moreover, he would almost certainly have informed Kathmandu if the Captain had collapsed so that the flight would receive clearance to divert or priority to land. Given the probable frequency of conversation during the high-workload phase after 13 DME, if the co-pilot failed to notice the commander falling ill, this could only have happened in the last minute of flight by which time the accident sequence was well-established. On balance, the probability that either pilot became incapacitated during the approach is remote. Moreover, the possibility that incapacitation contributed to the accident sequence is extremely remote.

2.2.5 Loss of control or thrust

The possibility of a sudden forced descent due to severe flap asymmetry or loss of thrust was considered. The aircraft struck the ground wings-level and to maintain this attitude with thrust or flap asymmetry would require appreciable rudder and/or aileron deflection. The FDR data showed only small rudder and aileron deflections from the start of the approach through to impact and no signs of engine failure or thrust abnormality. Furthermore, mechanical evidence within both engines indicated that they were operating, probably at idle power at impact. Loss of control or thrust may, therefore, be discounted.

2.2.6 Autopilot malfunction

The No 1 autopilot had a minor defect which prevented it being used whenever flap was lowered. The crew were probably aware of this defect since it was adequately documented. Only one autopilot can be engaged during a VOR/DME approach and the FDR data show that the commander used the No 2 autopilot in the command mode (holding specific values such as altitude, heading and airspeed) throughout the approach including the final second before impact.

Because the aircraft crashed wings-level, on track, and on a sensible heading, a roll mode malfunction can be eliminated. Secondly, because the autopilot acquired and held the flight levels or altitudes assigned by ATC until 21 DME and then captured 10,500 feet until 16 DME, the altitude hold mode was working. Thirdly, the airspeeds flown were in accordance with PIA's procedures until 10 DME; thereafter airspeed was steady during the final descent from 10 DME with the engine thrust at idle. As the FDR showed that the steadiness of the speed was not a function of autothrottle, it must have been controlled by the autopilot pitch mode. Therefore, the autopilot's modes of pitch (airspeed), heading and altitude hold appear to have been

working. On that basis, it is very unlikely that autopilot malfunction was a contributory factor.

2.2.7. Altimeter error

The possibilities of a large altimeter error were considered. Firstly, the difference between the standard cruise altimeter pressure setting and the correct setting for the approach was one millibar. If the crew had forgotten to change the setting the ensuing error would have been about 30 feet. Secondly, the FDR altitude trace shows that one second before impact the aircraft's barometric altitude was 7,165 feet. When corrected for temperature and pressure errors, the barometric altitude equates to a true altitude of 7,266 feet. The GPS derived true altitude at the impact point was 7,350 feet but its performance was slightly degraded by obscuration of all satellites to the north by steep terrain. However the barometric altitude of the helipad just above the site was 7,310 feet. After applying corrections for temperature and the height above the site, the true impact altitude was calculated to be 7,280 feet. The results of these three methods of determining the true impact altitude vary by less than 100 feet and, excluding the GPS method, the difference was 14 feet. Allowing for small FDR and GPS tolerances, then it is reasonable to conclude that the aircraft's altimeter error was less than 100 feet. The design of the instrument approach takes into account errors of this magnitude but PK268 was more than 900 feet below the minimum altitude for that stage of the approach. Altimeter error could not possibly be responsible for this deviation and was not a causal factor.

2.2.8. Significant VOR/DME error

There was no warning in ATC of power failure to the VOR/DME beacons and the R/T transcript shows that another aircraft was receiving DME range at the time of the accident. The aircraft crashed on track and so a significant VOR error was not a factor. There were no pilot reports of DME errors on that day and the beacons were flight checked after the accident and found to be working correctly. Therefore, significant errors in or failures of the VOR and DME beacons can be discounted.

The aircraft had twin DME sets and each pilot had a display of both DME ranges so a single receiver failure would not have deprived either pilot of DME range. There were no recent reports of DME malfunction in the technical log and the crew did not query the serviceability of the beacon on the R/T. Moreover, the FDR track plot shows that the 25 DME and 16 DME position reports were made at the correct ranges. Therefore, at least one of the DME receivers was working correctly during the early stages of the approach.

However, DME performance may have degraded during the latter stages of the approach as indicated by the fact that the 10 DME position report was made early. The aircraft crashed at 9.16 nm from the DME beacon 32 seconds after the start of the 10 DME call. During this period the aircraft was flying at 151 kt IAS which was

maintained to impact. This equates to a groundspeed of 168 kt. In 32 seconds the aircraft would have travelled 1.49 nm; therefore, the 10 DME report was made at or very close to 10.65 nm from the DME beacon. Since the constant airspeed at idle power would result in a steady rate of descent, interpolation of the FDR altitude trace indicates that the R/T call started as the aircraft descended through 8,100 feet. The ground two miles ahead of the aircraft rose to 7,500 feet and the aircraft crashed into it at 7,280 feet. The DME system requires line of sight and so beacon reception would have been lost before impact due to the terrain interrupting the line of sight. Whether the equipment indicated loss of lock before the call was made cannot be determined because actual performance often varies considerably from the theoretical and DME receivers have a memory facility to cater for brief loss of signal. However, if the DME went into memory and the range indication froze, the indicated range would be greater than the true range (eg showing 10.7 DME at 10.0 nm from the beacon) and the call would have been made after 10 DME whereas, in the event, the converse happened.

The DME position was given as the final waypoint in the flightplan. This position could and should have been entered into the inertial navigator system (INS) to check for a gross DME error. The cruise portion of the flight was flown by the co-pilot and he would probably have used INS for navigation in the area of the Nepal/India border because of the sparsity of VOR/DME beacons. If he had forgotten to change his HSI (horizontal situation indicator) selector switch from INS to VOR/ILS for the approach, the HSI would have indicated the INS computation of range to the DME beacon. After 150 minutes of flight a small discrepancy between the INS and DME ranges would be very likely but it is unlikely to have been so large as to be an obvious error. The crew may have anticipated the 10 DME position, they may have lost DME reception and estimated 10 DME or the co-pilot may have inadvertently used INS range to the beacon as a cue for the call. Whatever they did, there is no evidence of DME error within the beacon or the receivers. Furthermore, in the time it took to travel the 0.7 nm apparent error, the aircraft would have descended 475 feet. This is not enough to explain why the aircraft was more than 900 feet too low. Consequently, although a small DME error cannot be eliminated, any error present does not explain the accident.

2.2.9. ATC clearance error(s)

The flight was cleared in accordance with normal ATC practice to intercept the final approach track at the minimum safe altitude (MSA) of 11,500 feet. There were no compulsory reporting points indicated on the SIERRA approach chart but position reports at 25 DME and 16 DME were requested by ATC and made by the crew. Both position reports were accompanied by altitude reports of 11,500 feet. At 16 DME the crew were cleared for the SIERRA approach and instructed to report at 10 DME. At the time they were not instructed to report their altitude at 10 DME and no clearance to a lower altitude was given or needed because clearance to descend in

accordance with the approach procedure is an integral part of clearance for the approach. The ATC transcript shows that at no stage during the approach were the crew issued with a confusing or incorrect clearance and the clearances given were in accordance with well established normal procedures.

The tower controller's failure to react to the incorrect altitude report which followed the pilot's 10 DME report did not contribute to the sequence which led to the accident. However, had then responded to the incorrect report, this may have alerted the crew to impending danger. The controller's performance is analysed later in the report.

2.2.10. Extreme weather conditions

The weather forecasts and reports for Kathmandu did not include severe weather other than cumulo-nimbus (CB) clouds. These are large convective clouds several thousand feet deep which can contain severe turbulence, hail stones and icing. The commander was aware of these clouds; he had deviated from track before the approach to avoid some and he had informed his passengers on the PA system of their presence around Kathmandu. It is possible that the commander's later request to the cabin crew and passengers to remain seated was an indication of proximity to these clouds or the presence of a CB cloud on the final approach which he was unable to avoid. On the other hand, it is good aviation practice to order seat belt fastening before penetrating any significant layer of cloud purely for passenger safety and the commander would probably have mentioned seat belt tension if he was committed to penetrating an active cloud. If he had penetrated a very active cloud, the aircraft would have been subjected to moderate or severe turbulence which would show up on the FDR trace as large, random vertical accelerations. There was no sign of any vertical acceleration greater than 0.2g either side of the 1g normal datum. Therefore, the aircraft did not penetrate a very active CB during the approach.

Cumulo-nimbus clouds often develop into thunderstorms which can also produce damaging lightning strikes and very strong downdraughts some distance from the cloud. These downdraughts (also called microbursts) can affect airspeed and rate of descent in a dangerous way (windshear). The FDR data show that this did not happen and, at the time of the accident, eye witnesses close to the impact site reported that there were no thunderstorms in the area, little or no wind and a visibility of 20 metres in fog. Therefore, extreme weather conditions as a causal factor in this accident are discounted.

2.3 Controlled flight into terrain

In the absence of any probable external factor, pilot incapacitation or aircraft system malfunction, and considering that the approach was progressing normally in all respects except altitude and airspeed, it is reasonable to assume that the aircraft was basically serviceable and under control. Therefore, it flew into the ground because the

flight crew were unaware that their flight path was dangerously low. Had they followed the correct SIERRA approach procedure, they would have been about 900 feet above the mountain which they struck and so, clearly, the crew failed to follow the correct altitude profile.

The central issue of this report is, therefore: Why did the crew deviate from the approach procedure? There are three options: they were attempting a visual approach; they intentionally deviated from the procedure, at least initially; or they mis-interpreted the approach chart.

2.3.1 Attempted visual approach

There are three sets of circumstances which could have encouraged the crew to attempt a visual approach. Firstly, and most improbably, the flight instruments could have failed. There are two sets of most instruments and three sets of the critical ones, driven from separate power sources. Complete failure of them all is statistically most improbable but, had it occurred, the crew would probably have declared an emergency and diverted to another airfield.

Secondly, they could have forgotten or mislaid the approach chart. PIA's flight planning section had assembled the chart case for the PK268 route which was normally flown by another aircraft type. There should have been two binders of approach charts - one for each pilot - and one binder was recovered from the accident site. The SIERRA approach chart was missing from it, which is logical since the pilots would normally remove the chart from the binder and place it under a chart clip. If the crew had arrived without the chart because it was not put into either binder, they might have been tempted to fly the approach from memory. However, neither pilot had been to Kathmandu for two months and, given the number of airports and instrument approaches in PIA's A300 route structure, it is unlikely that either of them would remember the SIERRA procedure in sufficient detail to proceed with it. In these circumstances it is more likely that the crew would have asked ATC for help or diverted to an airfield in northern India where there was little or no cloud.

The third and most probable reason for attempting a visual approach is that the crew could see the ground beneath them and wanted to dispense with the complexity of an instrument approach. The weather observation made at the airport five minutes after the accident included almost full cloud coverage but patches of blue sky were visible so there must have been gaps in the cloud layer through which the ground was visible. Had the commander been exploiting these gaps, frequent moderate heading changes would be likely but no such activity was recorded by the FDR. It is possible that the cloud coverage was quite different outside the Kathmandu valley and that the aircraft was above most if not all of the cloud seen from the ground until shortly before impact. Certainly the mountain tops beneath the approach were in cloud but cap clouds can be quite shallow in depth. Above these, the air might have been clear

or there may have been individual clouds with vertical gaps between them. On the other hand, the weather situation was changing very slowly. The pilot who flew the preceding SIERRA approach an hour earlier encountered instrument flying conditions between 16 DME and about 5 DME. The only difference in cloud structure between the weather observations made around the time of his approach and that of the accident flight was the disappearance of one okta of cumulo-nimbus. Therefore, it is more probable that the crew of PK268 were in cloud rather than out of it between 16 DME and impact.

There is also an indication on the FDR trace that the aircraft was in cloud (but not cumulo-nimbus cloud) for most of the approach. The recording of vertical acceleration shows small 'bumps' which are symptomatic of light turbulence. The wind was light and an experienced Nepalese pilot stated that turbulence at that time of the year is invariably associated with cloud. These small bumps are present throughout the recorded data for the last 5 minutes of flight.

The commander had operated to Kathmandu at least seven times before and the co-pilot at least five. Both must have known that high ground surrounded Kathmandu. With no clear view of the ground it seems extremely unlikely that two professional pilots of their experience would descend below the correct approach profile, in cloud, in a mountainous area, in an attempt to achieve visual conditions.

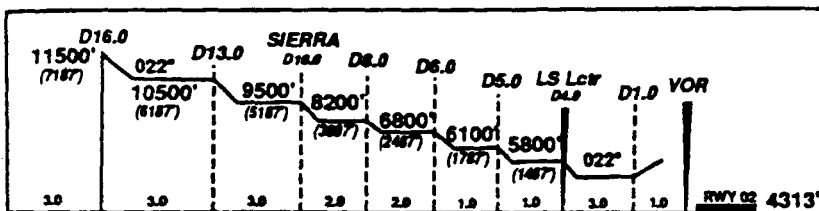
2.3.2. Intentional deviation

It is possible, for the reasons which will be discussed in paragraphs 2.4 and 2.5, that the captain elected not to follow the procedure and intentionally entered it 1,000 feet too low. However, no professional crew would purposely fly an entire approach procedure in cloud at a consistent 1,000 feet below the profile. Furthermore, there is no doubt that even though they deviated at the beginning, they certainly would have intended to regain the profile well before the location of the accident.

2.3.3 Mis-interpretation of the approach chart

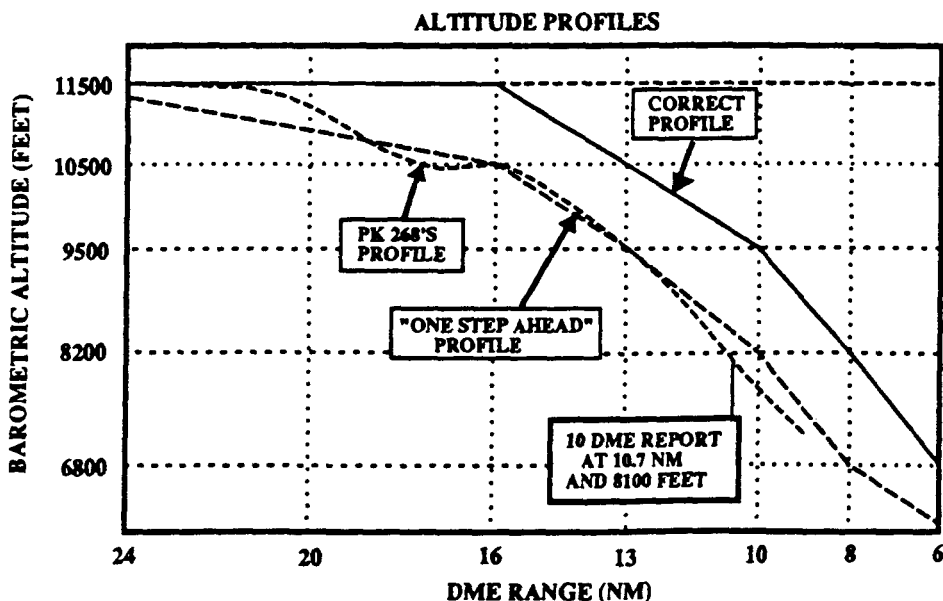
Given that the likelihood of the crew attempting a visual approach is minimal, it is probable that they mis-interpreted or misread the approach chart. The aircraft began descent from 11,500 feet at 22 DME when it should have waited until 16 DME. It then levelled off at 10,500 feet until 16 DME before resuming its descent at a rate of about 1,800 fpm. Since they descended to precisely 10,500 feet and maintained that altitude until reaching 16 DME, it is possible that they believed the correct altitude at 16 DME was 10,500 feet. The altitude profile of the Jeppesen chart (shown below²) shows that 10,500 feet is correct at the next check point of 13 DME.

² Not an exact copy of the Jeppesen chart altitude profile.



(Please refer to actual chart)

At 16 DME the crew were 'one altitude step' ahead of the correct profile. If this situation had persisted, the crew would have been aiming to be at 9,500 feet at 13 DME, 8,200 feet at 10 DME and 6,800 feet at 8 DME. The correct profile, the misinterpreted or 'one step ahead' profile, and the aircraft's actual flight profile are shown on the diagram below. From the diagram it is clear that the aircraft passed through 9,500 feet at 13 DME but then continued below the 'one step ahead' profile until impact.



The co-pilot reported "WE CROSSED OUT OF EIGHT THOUSAND FIVE HUN - TWO HUNDRED NOW" five seconds after starting his 10 DME position report. However, the crew made their 10 DME report at 10.7 nm from the beacon when the aircraft was passing through 8,100 feet. If, for whatever reason, they thought they were at 10 DME, then they were close to their target altitude of 8,200 feet. The initial reference to "FIVE HUN" which was rapidly amended to "TWO HUNDRED" may have been because the previous target altitude was 9,500 feet; certainly the aircraft was closer to 8,200 than 8,500 feet when the transmission started.

On this misinterpreted profile, they should have expected to be midway between 8,200 feet and 6,800 feet halfway between the check ranges of 10 and 8 DME. This would place them at 7,500 feet at their estimate or indication of 9 DME. At the groundspeed of 168 kts, the time to cover one nautical mile is 21 seconds. The 10 DME call started 32 secs before impact so, if the DME range error was consistent, they would see 9 DME 21 seconds after the R/T call and 11 seconds before impact. Therefore, if they were attempting to regain the 'one step ahead' profile they should have been less than 100 feet below 7,500 feet 11 secs before impact. An FDR "snapshot" 12 seconds before impact showed the aircraft at 7,484 feet which means they were just 56 feet below their target (one step ahead) profile and correcting towards it.

There is a very close match between the altitudes achieved by PK 268 and the target altitudes obtained by misreading the altitude profile through being 'one step ahead'. The match is almost perfect if the crew's position report at 10 DME is accepted as meaning the crew believed they were at precisely 10 DME. Proof that the crew had mis-interpreted the chart by 'one step ahead' would be some indication that they were attempting to match 9500 feet to 13 DME, 8,200 feet to 10 DME. and 6800 feet to 8 DME.

2.3.3.1 Handling pilot intervention

Although it was not possible to determine from the wreckage what altitude or modes were selected on the autopilot control panel, the FDR did give an indication of when the autopilot 'COMMAND' mode was being over-ridden by movement of the control column (see the FDR report). (With the autopilot in COMMAND mode, temporary changes of pitch angle or roll can be achieved by light pressure on the control column. Indication of this event is displayed on the FDR listings as a change from '0', indicating autopilot COMMAND mode, to '1', indicating pilot intervention). There was no pilot intervention until the period between 85 seconds and 65 seconds before impact. During this period the aircraft reduced its DME range from 13.2 to 12.2 nm and descended from 9,570 feet to about 9,100 feet; it also altered heading by 3° to the right. A small heading change would normally be accomplished by changing the heading selected on the control panel. It is unlikely that control wheel pressure would be used for a small heading change. After 13 DME the rate of descent increased and so the intervention probably represents a demand from the handling pilot for a greater rate of descent. The need for this would coincide with the start of the steeper phase of the approach if the chart was misread by one altitude step. (On misreading, before 13 DME the gradient is 333 feet/mile; after 13 DME it is 433 feet/mile).

The next intervention occurs 13 seconds before impact and again at 1 second before impact; during this period the aircraft's heading was steady, its pitch attitude was

reducing and engine power was increasing to just above flight idle. These changes were too small and too slow to have been the start of a terrain avoidance manoeuvre. The sustained and slow change had to be a pilot or autopilot demanded reduction in rate of descent. Previous autopilot altitude captures were completed without pilot intervention and so it seems likely that the handling pilot was reducing the rate of descent in order to avoid descending below 6,800 feet before reaching 8 DME. The movement of the throttle can be explained by the pilot wishing to maintain the airspeed, either manually or by having the autothrottle engaged to hold 151 knots.

2.3.3.2 Autopilot altitude capture

The A300 technical manual states that in a climb or descent, altitude capture (ie raising or lowering of the nose in order to level off at the required altitude) commences when the difference between present and the required altitude is one third of the rate of descent. Thus with a steady rate of descent of about 1,800 fpm when the call of 10 DME was made, and a constant airspeed thereafter, the autopilot should have started to reduce the pitch attitude when the aircraft reached 7,400 feet barometric altitude. During the flight simulation of the accident profile, the pitch attitude and thrust lever activity at 7200 feet (indicated) was identical to that recorded on the FDR during the three seconds before impact. Therefore, it is likely that either 6,800 feet was set on the autopilot control panel or, that the handling pilot was assisting the autopilot (intervening) to be at 6,800 feet at 8 DME. His reason for assisting the autopilot may have been because it descended about 50 feet below 10,500 feet (FDR), whilst capturing that altitude just before 16 DME.

2.3.4 Deduction that the approach chart was mis-interpreted

The FDR data clearly indicates that the handling pilot was attempting to control the rate of descent so as to pass through 9500 feet at 13 DME, 8200 feet at his perception of 10 DME, and to remain at or above 6800 feet until 8 DME. Therefore, the sum of the evidence discussed in this section is sufficient to deduce that the handling pilot was attempting to follow the correct SIERRA approach profile, but that he was following a profile which was one height step ahead of the published profile.

2.4 Human factors

This section of the report covers the human factors which may have combined to cause the crew's cognitive error(s). They should have maintained 11,500 feet until 16 DME but the FDR data show that the aircraft began descent at 22 DME and approached 16 DME in level flight at 10,500 feet. The analysis links the premature descent at 22 DME to the co-pilot's incorrect altitude report of 11,500 feet at 16 DME and postulates three different sets of circumstances which could explain both anomalies. Each set of circumstances is logically developed to see if they might explain the accident sequence.

2.4.1 Explanations for the incorrect altitude report

The altimeters were accurate and the autopilot was operating normally, so the descent to 10,500 feet had to be deliberate. The commander was handling the aircraft. He would have initiated the descent and he must have known that the aircraft was at 10,500 feet but he did not make the altitude report, the co-pilot made it; therefore, it had to be either a deliberate deception or an inadvertent error by the co-pilot. There is one explanation for a deliberate deception and two more for an inadvertent error. Since there is no record of the crew's conversation, whichever happened can only be conjecture. The assistance of an aviation psychologist and an aviation medical practitioner was obtained. They suggested the following explanations.

a. Deliberate deception so as to achieve an early descent

The co-pilot knew that the aircraft was at 10,500 feet. He fully realised that this altitude was incorrect but neither he nor the commander wished ATC to know that they had deliberately deviated from the published altitude profile in order to make the approach easier.

b. Inadvertent speech error

The co-pilot knew that the aircraft was at 10,500 feet. He and the commander believed that this altitude was correct at 16 DME, but he used the wrong words on the R/T.

c. Inadvertent monitoring error

The co-pilot thought that the aircraft was still at 11,500 feet. He had not been monitoring his altimeter and he did not realise that the commander had descended to 10,500 feet.

2.4.2 Deliberate deception

It is possible that having studied the Jeppesen chart, the commander reasoned that all the high ground was inside 13 DME and there was no hazard to the aircraft if he descended to 10,500 feet. He could then simplify his workload by decelerating and configuring for the approach in level flight before intercepting the published profile at 13 DME. The co-pilot may have felt obliged to accept this outwardly safe variation to the published procedure because criticising a training captain's flying technique could be career-limiting.

It is difficult to see the point of such a deception; there was little to be gained from premature descent by 1,000 feet at 22 DME since the steep part of the approach did not start until 10 DME. There was more to be gained by prematurely reducing speed rather than altitude since they could then begin the process of lowering the flap and landing gear earlier than recommended on the T chart without having to deviate from the profile. However, this did not happen. The FDR data show that at 16 DME the aircraft was configured in accordance with company advice and at the recommended

airspeed, but at 10 DME it was 14 knots too fast. The commander, who was a training captain, had already had one highly embarrassing incident at Kathmandu when he allowed the aircraft to get too high and too fast on final approach. If he was so concerned, he is unlikely to have waited until 13 DME before lowering approach flap and landing gear, thereby allowing the aircraft to be too fast at 10 DME.

Moreover, if the commander and the co-pilot knew exactly what they were doing and had intended to regain the correct profile at 13 DME, it is difficult to see why they both consented to a rapid descent on reaching 16 DME. Therefore, the probability that the commander and the co-pilot deliberately decided to deceive ATC by descending early with the intention of regaining the correct profile is very low..

2.4.3 Inadvertent speech error

If the co-pilot and the commander believed that 10,500 feet was the proper altitude to be at, but the co-pilot used the wrong words, the question arises as to why the other three members of the flight crew did not correct him.

It is possible that none of them heard his R/T transmission and, in the case of the commander, his borderline hearing would have increased this likelihood. PIA's A300s are equipped with elderly earphone headsets which do not have boom microphones attached and all R/T transmissions have to be made with a hand-held microphone. Company standard procedures are to wear the earphones during climb and descent but to use the flight deck loudspeakers above each pilot's head to monitor R/T during the cruise. There are two loudspeakers, each about 45 cm from the pilot's nearest ear and at least 75 cm from the flight engineer and supernumary positions. The volume of both loudspeakers is reduced during R/T transmissions to prevent feed-back to the microphone causing a background howl. According to some crews the headphones are uncomfortable to wear and some have flown approaches using the speakers and not the headphones. If the crew of PK 268 were not wearing headsets and the flight deck was noisy, it is possible that nobody heard the co-pilot's mistake.

It is also possible that the crew were wearing headsets or heard the co-pilot say 11,500 feet by listening to his voice or the loudspeakers but his words did not register as an error. The flight engineers were not expected to participate in this phase of the approach and they may not have been watching the pressure altimeters. Alternatively, they may have been engrossed in other tasks or they may have been distracted by a visitor to the flight deck. The commander should have heard the co-pilot whether or not he was wearing earphones but he would have been busy and his workload was such that he might have lacked the spare mental capacity to monitor the co-pilot's R/T.

However, a potential failure by the remainder of the crew to correct the co-pilot's mistake does not explain the process whereby both pilots (and possibly the flight engineers) arrived at the conclusion that 10,500 feet was the correct altitude at 16 DME. Although the speech error may have been genuine and passed unnoticed by the other flight crew, it is difficult to see how it could fit into a logical sequence of events which explain the accident. It does not explain why the commander believed that 10,500 feet was the correct altitude nor does it explain why, later on at 13 DME and again at 10 DME, both the co-pilot and the commander failed to notice that their descent profile had deviated from the published profile. To explain these later errors it is necessary to construct a theory whereby the commander believed that they were at the correct altitude at each DME fix point from 16 DME to 10 DME, and that they should be at 6800 feet at 8 DME.

2.4.4 Monitoring error

It is possible that the co-pilot believed that the aircraft was still at 11,500 feet. The commander was handling and so the co-pilot would have been selecting and monitoring the flaps, slats and landing gear as well as making the R/T transmissions. The descent from 11,500 feet at 22 DME was accompanied by slat extension and reduction of power from 80% N1 to 43% N1 (flight idle). It is highly unlikely that the co-pilot was unaware that the aircraft was descending - it was slowing down and he would have operated the slat/flap extension lever which was beside the throttles which were closing as he moved the lever.

The next two flap extensions were made in quick succession in level flight at 10,500 feet as the aircraft approached 16 DME. The cue to the altitude report was the DME - not the altitude. The co-pilot might have been concentrating on the DME range and flap position to the exclusion of altitude. On making the report he may not have checked the altimeter but simply read off the appropriate altitude from the chart or repeated the altitude which he had memorised earlier. He might also have mentally expected the aircraft to still be at 11,500 feet since ATC had neither cleared them to a lower altitude nor cleared them to commence the approach. However, a monitoring error can explain only how the co-pilot came to mis-report the altitude at 16 DME. It does not explain why the commander believed that 10,500 feet was the correct altitude at 16 DME nor does it explain why, later on at 13 DME and again at 10 DME, both the co-pilot and the commander failed to notice that their descent profile had deviated from the published profile.

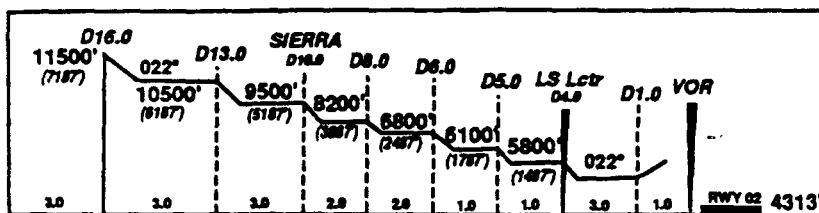
2.5 Chart misinterpretation

The common factor between the alternatives of a speech error or a monitoring error by the co-pilot is that neither explains why the commander believed that 10,500 feet was the correct altitude at 16 DME. To understand the accident process, it is necessary to consider whether at least one pilot misinterpreted the Jeppesen chart by one altitude step at 16 DME. Thereafter, it is necessary to explain why both pilots

carried forward this mistake to the ultimate conclusion and why no-one else in the flight crew noticed these mistakes.

2.5.1 The Jeppesen chart

PIA crews use Jeppesen charts for all approaches to airfields within the airline's route structures. Both pilots had been employed by PIA for several years and both would have been very familiar with the Jeppesen chart conventions. Therefore, if the layout of the chart contributed to their mis-interpretation of it, it is likely that some abnormal feature or illustrative technique on this particular chart may have misled them. There was nothing abnormal in the plan portion of the chart apart from the omission of the fan marker and the presence of several notes. On the vertical profile, however, the data was unusually dense when compared to other VOR/DME approach profiles at airfields in PIA's A300 route structure. It too omitted the fan marker. The profile is illustrated below:



2.5.2 DME/Altitude dissociation

The omission of the fan marker from the chart was not a contributory factor in this accident. The descent profile is based on DME range and PK 268 struck a mountain before it reached the marker. However, the correct altitude at 16 DME was not printed on the plan portion of the chart; it was printed only on the elevation profile. Therefore, the initial mistake would appear to be that someone interpreted the elevation profile in such a way that the association between 16 DME and the clearly printed figure of 11,500 feet next to it was lost. As an informal trial indicated, if the altitude of 11,500 feet at 16 DME is obscured by the holder's thumb, the starting altitude is less obvious.

A study of Jeppesen charts for other VOR/DME approaches revealed that the minimum altitude figures are normally placed beside the vertical line denoting the DME fix. In this way the user instinctively links the altitude to the DME fix closest to it; no conscious or deliberate mental process is necessary. However, there is a limit as to how much data can be clearly shown on a Jeppesen chart within a box 12 cm by 4 cm. Seven DME fixes together with their associated altitudes and pictorial representations of the VOR and runway are contained in the box. The result is erosion of the the obvious association between altitude figures and the DME fixes to which they relate. Most of the figures are mid-way between the DME fix lines and it is not instantly clear to which fix the figures relate. Moreover, after 13 DME the minimum altitude figures are generally in line with the level portion of the previous

segment which could be interpreted to mean that there is some association between the altitude and the previous segment. In the later stages of the approach, this perception could reinforce an earlier association between the altitudes and the DME fix lines to the left.

2.5.3 Fix/altitude interpretation

Jeppesen's illustrative technique is technically correct but requires the chart user to interpret the minimum altitude at the DME fix point. The correct mental process is very simple; the logic is: "If 8,200 feet is the minimum altitude *between* 10 DME and 8 DME then 8,200 feet is the minimum *at* 8 DME". Despite its simplicity, this mental process does not allow the pilot to check in one glance the minimum altitude at the next DME fix point. A glance may be all the time that the busy pilot can spare during a demanding approach.

2.6 Subsequent errors.

2.6.1 Chart transcription

One explanation for the subsequent mis-interpretation throughout the approach could be that the descent profile was transcribed from the chart. Two A300 pilots stated that they did this. One of them said that it was common practice amongst most of the pilots he had flown with because they thought the profile was too cluttered to use for quick reference. This pilot stated that during the flight, he copied the DMEs and altitudes on to scrap paper and arranged them into a tabular format which he found quicker and easier to read than the Jeppesen chart. He then used this table to brief the crew for the approach. This, however, did not necessarily occur on this flight.

If the commander or co-pilot of PK268 had done something similar, both pilots would have had the same data and cross-checking between them during the approach would not have revealed an earlier mistake by one of them. As an informal trial indicated, if the altitude of 11,500 feet at 16 DME is obscured by the holder's thumb, the starting altitude is less obvious and by reading off a succession of lower altitudes, the initial mistake could be carried forward to each DME check point.

2.6.2 Pilot dialogue

Another explanation might be that the commander mis-read the procedural altitude at 16 DME and decided to descend without asking or checking with the co-pilot that that was correct. After 16 DME the co-pilot would have briefed the commander on the minimum altitudes at 13, 10 and 8 DME but he may not have briefed the commander on each DME/altitude pair. If at each fix the commander had wanted to know only the next altitude, the co-pilot might have checked the current altitude on the altimeter, which by this stage was already too low, and looked up the next lower altitude on the chart.

At each stage of the descent, the manner in which the questions are asked cues the respondee to the data source; ie if asked for current information, the respondee refers to the aircraft instrumentation, if asked for a future reference point, he refers to the chart. The chart is not error tolerant. If a user makes a mistake there is little or no way he can deduce his error from the chart itself. He could, however, do this by cross-referencing the DME reading and the altimeter. But, given that he had no suspicion that an error has been made, he is unlikely to do this. If neither the commander nor the controller queried any of the co-pilot's responses, the co-pilot would have had no reason to suppose that the approach was not progressing normally and he would have been unlikely to have been tracking his own behaviour."

2.6.3 Co-pilot inactivity

A third explanation for the consistent error could be that the co-pilot was not monitoring the altitude until he was asked to report it following his 10 DME position report. He might have been concentrating on something other than the commander's flying whilst the commander misinterpreted the chart and flew the wrong altitudes. It is possible that he first looked at the altimeter when asked to report an altitude he was not expected to report. This could explain this initial use of the words "FIVE HUN" in his report which he later amended to "TWO HUNDRED". However, a study of the transcript shows that he reported a similar string of superfluous numbers at 08:35:03 hrs and no special significance should be attributed to his error at 10 DME. The possibility that the co-pilot was not paying attention during the approach cannot be denied but it is unlikely given his experience and unblemished training record.

2.6.4 Control of airspeed

The excess speed (151 kts instead of 137 kts) after 10 DME was another anomaly during the approach. It may have arisen because, in misreading the chart, the crew had descended an extra 300 feet between 13 and 10 DME, it may have been because the commander waited too long before lowering the landing gear and full flap, or it may have been because the commander intended to fly the approach at about 150 kts.

However, having arrived at 10 DME at close to the crew's interpretation of the minimum altitude, but with 14 kts excess airspeed, the commander had only two options: raise the nose to reduce speed and drift above the minimum altitude profile; or, accept the excess speed and follow it. The constant speed of 151 kts until impact shows that he chose the latter option. The excess speed was not dangerous but it would have increased his workload. On the other hand, the commander may have reasoned that it was easier to get rid of excess speed on final approach than it was to get rid of excess height and that he could bleed off the extra 14 knots during the final two miles.

It is also possible that the commander intended to be fast after 10 DME, either as a precaution against anticipated turbulence, a possibility suggested by the cabin PA

announcement, or so as to attain the 2000 fpm rate of descent required to achieve 6,800 feet altitude by 8 DME. Rate of descent instruments tend to lag behind aircraft performance and for accurate attainment in the A300 it is necessary to know the airspeed or pitch angle which corresponds to the required rate. Simulator tests showed that lowering the nose and engaging IAS hold at 151 kts was a quick and simple way to set up a rate of descent of 2,000 fpm. Moreover, the movement of the throttles at 151 kts just before impact indicates that the commander wanted to maintain that extra speed at 8 DME. However, this does not explain why he departed 10 DME with the excess speed. It seems likely that either the commander had his own technique for the approach, or that he deliberately increased speed as a precaution against turbulence, or that the correct final approach speed had been miscalculated.

2.7 Main factor summary

It is not possible to determine from the evidence why the approach procedure was flown one step ahead, whether one or both pilots did so, or whether the co-pilot made an inadvertent error when he reported the altitude at 16 DME. Why the initial error was not detected at later fix points is uncertain. Either both pilots misinterpreted the approach procedure or the remainder of the crew failed to notice that the co-pilot was not briefing the commander correctly and the commander was not checking his own Jeppesen chart. It is also possible that the commander was flying the approach incorrectly and no-one was monitoring him. Most of these possibilities could have been eliminated with the help of a CVR record of the crew's conversation. All that seems certain is that the chart was, at some point, misinterpreted by at least one of the pilots. What is not known is the exact point at which the error was made, i.e. directly from the chart or a photo copy of it, from the chart to the hand drawn version, or from the hand drawn version. Which ever is the case, this would appear to be the initiating factor in the accident sequence.

2.8 Other factors

The SIERRA approach and the Jeppesen chart for it have been used by many pilots - including the pilots of PK268 - without leading to a similar accident. Therefore, there may have been other factors which contributed to the error process. This section of the analysis addresses probable and possible underlying factors which could have contributed to the cognitive error(s) and the crew's collective failure to notice them.

2.8.1 Complexity of the approach

The SIERRA approach to Kathmandu is a challenging approach for the pilot of a large aircraft. There are no ILS (instrument landing system) beams for the autopilot to couple to and heavy demands are placed on the pilot's instrument flying skills. The non-precision approach is guided by the VOR beacon in azimuth and by the DME range in elevation. VOR beacon reception can suffer from interference between 9 DME and 6 DME and for that portion of the approach the pilot must use another,

less-accurate locator beacon at 4 DME for track guidance. From the fix at 16 DME to the missed approach point at 1 DME there are several changes to the glidepath and it is necessary to make frequent changes to the rate of descent if the aircraft is to follow the minimum altitude profile. The steepest glidepath of 6.5° is over twice the normal ILS glidepath of 3° and steeper than the maximum recommended by ICAO for a VOR/DME approach. Finally, high altitude and warm air temperatures in the Kathmandu valley result in the true airspeed being about 15% greater than the indicated airspeed. Although the rate of descent for a given airspeed is largely unaffected by the altitude and temperature, the increase in true airspeed reduces an aircraft's ability to descend steeply at normal approach speed and makes the landing run longer. The approach demands a high workload and is considered to be the most demanding one in PIA's A300 route structure. Opportunities to simplify the approach should be exploited.

2.8.2 Pilot feedback on the Jeppesen chart

It was clear that a significant number of PIA's A300 pilots believed that the Jeppesen SIERRA chart was too cluttered but there was no evidence of any previous instance of misinterpretation resulting from that aspect or evidence to show that anyone had raised this problem with the management. Some pilots had resorted to transcribing the chart onto paper and then used the transcription to brief and fly the approach. Steps should be taken to stop this dubious practice and pilots should be encouraged to alert their management and their pilots' association (PALPA) to approaches and associated charts which they considered to be unsatisfactory.

2.8.3 Chart clips

During the high workload phase of the approach it would have been the co-pilot's duty to read out the next DME fix and its corresponding minimum altitude to the commander. The commander should have been cross-checking against his Jeppesen chart but he may have found this difficult. Some of PIA's A300s have chart clips fitted to the control wheels but the accident aircraft did not. The pilots had two options for securing their charts and papers: they could have used a central clip between the INS displays on the centre pedestal or a clip beneath the sliding window at each pilot's side.

The simulator tests showed that the central clip was an unsuitable location for the approach chart. Despite its obvious unsuitability, PIA crews have been observed using it for that purpose and with both pilots sharing the same chart. The clips to each pilot's side were better but reading the chart required the pilot to rotate his head and look even further to his left or right. Frequent rotations of the head are tiresome and can induce pilot disorientation if the head movement is swift.

With a high workload, with no easy view of the chart, and with the aircraft descending rapidly, it is quite possible that the commander's concentration on

handling the aircraft diminished his ability to refer to the chart. He may well have relied solely on the information provided verbally by the co-pilot and failed to notice that the heights briefed did not match those on the chart for the next DME fix.

A chart clip fixed to the control wheel is available as a minor modification from the aircraft manufacturers. In this position charts would be about 40 cm from the pilots eyes and directly in front of them. Placing the chart in a convenient position enhances the ease of reading it and allows quick glances without the risk of disorientation. Only two of PIA's A300 aircraft have control column chart clips; it is recommended that PIA should fit control column chart clips to all its A300s.

2.8.4 Headsets

The need to use hand-held microphones and the temptation to dispense with uncomfortable headphones during high-workload approaches is unsatisfactory. Moreover, if the crew had been wearing boom microphones which record continuously on the CVR (hot microphones), there would have been three channels of recorded speech instead of one, which despite recent testing, is blank. This redundancy would have made the investigation much simpler and quicker. It is recommended therefore that:

1. PIA should equip all its aircraft with sufficient lightweight-headsets for each member of the flight crew and that those headsets should have boom microphones.
2. PIA should adopt the hot microphone system for CVR recordings.

2.9. Crew training and standardisation

All the members of the flight crew had been flying the A300 for some time and so analysis of their conversion training is inappropriate. However, routine training and testing of aircrew twice a year was normal PIA procedure and a review of this process is appropriate.

2.9.1 Flight Preparation

The A300 crew were not rostered for the flight but they were given 12 hours notice. For the pilots, Kathmandu was not a frequent destination; neither pilot had operated there within the previous two months, although the commander had flown there four times in 1992.. Had they wished to refresh their memories on the procedures and approved techniques for the approach, they would have had difficulty unless they had retained a personal copy of the briefing circular issued in June 1989.

PIA normally had a route conversion unit (RCU) at their training facility a few miles from the airport terminal. The RCU had the necessary information and normally pilots could use it for self-briefing. However, one month before the accident, the unit had been disestablished to make way for a flight simulator and no alternative location

had been found. There was no other company briefing material in the Operations Manual about the approach, apart from the 'T' chart which was all text and did not contain the approved technique for coping with the very steep stages of the approach. This situation was unsatisfactory, particularly as the RCU was supposed to be used by pilots for renewing currency to operate some routes. Airlines could have a place in or very close to their crew reporting centre where aircrew can study briefing material for airfields classified as unusual or difficult. Ideally, the rudiments of this material would also be part of the aircraft's on-board library. The material could vary, from printed text and maps for the less difficult but unusual approaches, to audio-visual briefings for the more difficult airports. The SIERRA approach to Kathmandu is so demanding, particularly in the A300, that it deserves more than the text of the T chart. An explanation of the approved flying technique is warranted and recommended, so is a visual explanation of the proximity to high ground in the 10 to 8 DME sector. It is recommended that PIA expand their briefing material for difficult instrument approaches and make this material available in or very near the crew reporting centre.

2.9.2 Simulator training

All the flight crew had been flight checked in the simulator within the previous three months. PIA did not own its own A300 simulator and these checks were carried out on other companies' simulators outside Pakistan. The checks were predominantly tests of handling skills and emergency procedures. The flight simulator training was listed as one of PIA's four methods of route training. The commander had practiced approaches to at least nine other airports in the simulator, but Kathmandu had never been practiced, even though it was recognised as the most demanding approach in the A300 routes. This was because it was not in the database of the rented simulators.

Kathmandu was not in the database of the simulator used for the flight tests after the accident. The essential facilities were easily entered; all that was needed to practice the approach was a VOR/DME beacon and the atmospheric conditions of temperature, pressure, turbulence, wind and weather. The data was then entered in minutes by the console operator. A full visual simulation of the airport and surrounding terrain is not necessary for practicing the instrument approach. It is recommended, therefore, that PIA should practice the SIERRA approach in the simulator as part of the process of pilot qualification to operate to Kathmandu and that such approaches should be part of a line-orientated training session.

2.9.3 Route checking

The commander had never been route-checked into Kathmandu. This situation arose because he was 'promoted' from Boeing 707 captain to A300 captain in April 1983. He had never operated the 707 to Kathmandu and did not visit the airport as part of his A300 command qualification flying because PIA did not begin A300 operations to Kathmandu until six years later (March 1989). He was route-checked to other

destinations twice a year until he was appointed as an A300 route check captain in July 1987 and, in accordance with company training policy, he had not been route-checked since. The commander could have developed his own technique for the approach. There was no routine check of his performance other than basic handling skills and instrument flying in the flight simulator. Route checks for route-check captains are necessary if an airline is to ensure that the standards it desires are being set by those whose job it is to teach and enforce those standards. It is recommended, therefore, that PIA should ensure that all its route-check pilots are route-checked at least once per year.

2.9.4 Cockpit resource management

Whether the co-pilot erred or lied when he mis-reported the altitude at 16 DME is immaterial. If it was a speech error then the crew were not monitoring either the co-pilot's R/T or the commander's flying. If it was a deliberate deception, then the pilots failed to adhere to the published procedures; the flight engineers may have been unaware of the deviation, they may have consented to it, or they may have expressed their discontent in vain. If the co-pilot simply failed to monitor the commander's flying, he had forgotten his true purpose for being on the flight deck. Whatever happened, it was a breakdown in flight deck discipline. Training in cockpit resource management (CRM) could have helped to prevent the breakdown. There were three active participants in the flight crew and the workload could have been more evenly shared between them. The flight engineer could have been actively involved in interpreting the approach chart, a critical task which the co-pilot alone may have performed. That he was not involved is conjecture, but only two copies of the chart were normally available, one for each pilot. Flight engineers are not trained by PIA to read approach charts or to assist with piloting tasks and the airline's SOPs do not encourage their voluntary participation. Apart from calling out radio heights on late final approach, their normal duties were confined to reading checklists and systems management.

At the time of the accident PIA were considering their options for introducing a CRM course. It is recommended that

- a. PIA should provide CRM training as soon as practicable for captains, co-pilots and flight engineers.
- b. PIA should train their flight engineers to interpret non-precision approach charts and provide them with charts for all difficult non-precision approaches flown by the company.

2.9.5 Flight data monitoring

In addition to a crash-protected flight data recorder, PIA's A300s also have a performance maintenance recorder (PMR) which records flight data. The PMR

could be used to monitor the way in which the aircraft is flown and a computer could be used to scan the recorded data to monitor events in areas such as bank angle, rates of descent, control inputs, altitude and navigational excursions, and engine/systems readouts. Some airlines do this for every flight, allowing the data to be examined for trends as well as exceedances. In this way poor flying techniques can be monitored and pilot training needs assessed, with maintenance cost reductions providing an additional benefit. Some airlines lack the resources to implement data monitoring as a daily routine. Nevertheless, random but reasonably frequent playbacks of recorded data could act as a deterrent to pilots who might otherwise decide to deviate from standard operating procedures and techniques. PIA clearly possessed the resources to replay the FDR of the commander's previous incident at Kathmandu and there seems no obvious reason why they could not adopt at least random checks. It is recommended that PIA carry out checks of recorded flight data to ensure that company standard operating procedures are being followed.

2.9.6 Flight operations inspection

The Civil Aviation Authority of Pakistan (CAAP) has no automatic right to observe and comment upon the conduct of flight operations from the flight deck. There are flight operations inspectors assigned to PIA's fleets but they are senior pilots from PIA who were nominated by PIA. There is no reason to suppose that they are anything other than totally suitable for the posts but being employees of the airline, they cannot be isolated from commercial pressures. No man can serve two masters, especially two who are in dispute. The proper monitoring and maintenance of high standards on the flight deck requires effort from *both* the airline and the regulatory authority. Therefore, it is recommended that the CAAP should appoint and provide flight operations inspectors and that PIA should allow them on the flight deck as observers.

2.10 Averting the accident

Like most civil aircraft weather radars, the aircraft's radar had no capability for terrain avoidance. The crew were unaware that they were dangerously low and so, if the accident was to be averted, some internal or external cue to their predicament was required. There were only three ways in which this cue could arise. They were: intervention by ATC; a GPWS warning; or, a radio altimeter warning.

2.10.1 Air Traffic Control

2.10.1.1 Performance

Once the aircraft had been cleared for the approach, the reporting of position and altitude was at the controller's discretion and he followed the common practice of asking for position reports at 16, 10 and 4 DME. He did not ask for simultaneous altitude reports but the co-pilot reported 16 DME at 11,500 feet which was correct. The controller had no way of knowing that anything was wrong until the co-pilot

replied to his request for an altitude report at 10 DME. There was no other traffic in the vicinity of PK268 and the controller was unable to give a logical reason for wanting to know its altitude. He had asked out of habit; the request had been common practice until some time before the accident when it was discontinued.

The Tower controller was not perturbed by the reported altitude of 8,200 feet even though he knew that the minimum altitude was 9,500 feet. Because there was a time delay between the position report and the poorly phrased altitude report "WE *CROSSED OUT OF EIGHT THOUSAND FIVE HUN TWO HUNDRED NOW*", the controller may have thought that the aircraft had passed 10 DME and was descending to 8,200 feet which was the next - and correct - minimum altitude after 10 DME. It also emerged that, in visual flight conditions, local pilots sometimes avoided cloud on the mountain tops by departing from the published procedure and taking advantage of the river valley to the west of the approach track. It is possible that altitudes below 9,500 feet had been reported before, at or about 10 DME, without any associated danger in the minds of the controllers who observed the practice from the Tower. It is, however, more likely that he was not paying any attention to terrain separation because terrain avoidance was the pilot's responsibility. Moreover, he admitted that he did not know the height of the ground in the vicinity of 10 DME. When asked when would he challenge a pilot's incorrect altitude report, the controller stated that he did not think it right to remind a pilot of the correct altitudes unless the pilot said he was confused or unfamiliar with the descent profile.

2.10.1.2 Reaction times

If the controller had challenged the co-pilot's altitude report, it is doubtful whether the crash could have been avoided. The altitude report ended just 25 seconds before impact when the aircraft was descending through 7,800 feet. Tests in the simulator showed that if a terrain avoidance climb was initiated at 7,500 feet, it took 11 seconds to arrest the rate of descent, enter a climb and regain 7,500 feet. Bearing in mind the difference in height between the impact site and the top of the mountainside, the accident became inescapable 15 seconds before impact. Consequently, the controller only had 10 seconds in which to convince the crew of their dangerous altitude. His first reaction might reasonably have been to ask the crew to confirm their altitude in case he had misheard it and they would have replied something less than 8,200 feet. Only then would he have been sure that he heard them correctly the first time. Next he would have to convince the crew that they were dangerously low. Their natural reaction might be to check their approach charts or at least to spend time wondering why, if they really were too low, had not the GPWS or radio altimeter alerted them to the situation. Given that neither the controller nor the crew were native English speakers, and that the co-pilot sounded entirely confident, it is doubtful whether the exchange of R/T messages and the realisation of serious danger by both parties could have been completed within 10 seconds. Nevertheless, the controller did not know

how little time he had and his failure to challenge the altitude report represented a missed opportunity to alert the crew to impending danger.

2.10.2 GPWS

2.10.2.1 Serviceability

The GPWS did not perform its intended function of warning the crew of their inadvertent flight into terrain. Although the flight data record was intermittent during the last two minutes of flight, there was no indication of a warning at any time including the last second before impact. The possibility that the GPWS had failed was considered but the probability was considered remote for the following reasons:

- a. The system gave two warnings on the day before the accident. Although the commander at the time could not recall either event, a detailed study of the data showed that both were genuine warnings (but not dangerous since the crew could see the ground). The first warning lasted 3 seconds and the second lasted 4. During both periods there was a noticeable raising of the nose indicating that the handling pilot had reacted to the warnings. Since the second warning occurred at 300 feet above the ground on final approach, when the pilot's attention would definitely have been directed outside the cockpit, he almost certainly heard it rather than saw it. Therefore, the system was serviceable at that time and there was no record of it having malfunctioned or been disturbed subsequently.
- b. The flight data was sent to the GPWS manufacturers for assessment. They confirmed that, had there been a warning, it would have occurred between 18 and 16 seconds before impact. The co-pilot's last R/T transmission started at 19 seconds before impact and finished 16 seconds before it, a period which coincided with the most probable time for GPWS activation. Since he was using a hand microphone, had the warning sounded, it should have been audible on the CVR and ATC recordings. It was not audible on either recording.
- c. PIA crews used the Airbus Industrie Flight Crew Operating Manual as their on-board operational manual. The 'normal procedures' section states that the GPWS is to be tested before each originating flight. This test is carried out before the FDR starts and thus is not recorded. The crew of PK268 should have tested the equipment before leaving Karachi and their regulations did not allow the aircraft to depart without a serviceable GPWS.

2.10.2.2 Explanation for the absence of a warning

The possibility that a member of the crew intentionally disarmed the GPWS cannot be discounted but there was no obvious reason to do so. Nuisance warnings were experienced by PIA crews from time to time but the Kathmandu approach was not thought to be prone to such warnings. Unlike some airlines, PIA did not have a

policy for de-activating the GPWS at certain "difficult" airports; consequently there was little likelihood that someone else had inhibited the system the previous day. The commander may have had his own personal technique for following the minimum altitude profile of the SIERRA approach, but because of the ample terrain clearance, he was unlikely to get a nuisance warning.

The most likely reason for the absence of a warning was the logic of the elderly Mark II GPWS; the aircraft was 16 years old and the latest variant is the Mark VII. The relevant FDR parameters together with the best available blend of synthetic and recorded radio height data were used by the manufacturers to determine the probability of a warning before impact. The data *indicated* that there would have been no warning although the margin for giving a warning was so close that they could not be certain, especially as the data accuracy could not be substantiated.

2.10.3 Radio Altimeter

The radio altimeter was unlikely to have alerted the crew since the decision height on at least one of the indicators was set to 499 feet, the maximum setting. The more modern GPWS computers generate a synthetic voice warning of "MINIMUMS! MINIMUMS!" when the aircraft descends to the decision height set on the radio altimeter. The minimum descent height for the SIERRA approach is 807 feet. If the crew of PK268 had had the 'smart' radio altitude callout of 'minimums' (they did not), and if they had been able to set 807 feet as a decision height (they could not, 499 was the maximum), then they would have heard a 'minimums' warning some 25 seconds before impact. This warning could have altered the crew to the fact that they were below the required approach profile and possibly enabled them to take timely remedial actions to avoid ground impact. Enabling the 'minimums' smart callout is a minor modification which requires wiring from the radio altimeter to the GPWS. The Marks V to VII GPWS also have 'smart' radio altitude callouts only heard on non-precision approaches. In view of the superior technology available, it is recommended that all airlines which operate regular scheduled services to Kathmandu should, where necessary, modify their GPWS equipments to provide automatic callouts of radio height.

2.11 Corrective Measures

This section of the analysis addresses measures to prevent a repetition of the primary cause of this accident whereby the crew misinterpreted the Jeppesen approach chart. There were, however, at least three other charts for the SIERRA approach used by different airlines. Therefore, it is pertinent to consider measures which would improve the clarity and accuracy of all the charts and not just the Jeppesen chart. Moreover, some unsatisfactory features of the Jeppesen chart are related not to the Jeppesen style but to the design of the approach State chart which conformed with PANS/OPS in effect at that time.

2.11.1 The SIERRA approach charts

The four SIERRA approach charts at Annex B have marked differences in layout, convention and symbology. When describing the chart, the psychologist stated:

"Each of the charts has some good features and a number of them share common elements, which is not altogether surprising. However, no one chart encapsulates all the better aspects. The area allocated for the vertical profile on each chart seems cramped and consequently leads to inconsistent and, in some cases, ambiguous information presentation, particularly as it relates to DME and relative advisory altitudes."

Variation in chart conventions has been criticised as a causal factor in other air accidents. (For instance see the accident to a Boeing 737 at Unalakleet, Alaska on 2 June '90 when the crew descended too early because they mis-interpreted the DME range at which to begin descent). It is recommended, therefore, that ICAO review the conventions of commercial approach charts with a view to encouraging standardisation and reducing chart clutter.

2.11.2 Jeppesen chart style

Jeppesen were the only chart producers to illustrate the SIERRA altitude profile as a series of steps with a short descent phase and a longer level flight phase between each DME fix point. The profile shown cannot be followed in a large jet aircraft. The speed and inertia of these aircraft is such that establishing a high rate of descent and then levelling off cannot be achieved in the space of one, two or even three nautical miles. The rate of descent must be controlled such that the aircraft arrives at the next DME fix point at or slightly above the recommended altitude. The data required to do this efficiently is a recommended altitude for each whole mile of DME range. In that way, the pilots have a target altitude every 25 seconds or thereabouts on which to assess the accuracy of the descent rate and then to make small adjustments to it so that they arrive overhead the next fix at the recommended altitude. Some indication of the rate of descent or glidepath between the DME fixes is very helpful when planning and briefing the approach on the flight deck. The only chart which complied with PANS OPS recommendations in that it had both glidepath data and recommended altitudes for each mile was the SAS chart which used a table to organise the DME/altitude pairs.

2.11.3 The advantages of data tabulation

The advantages of showing the DME/altitude relationship in a table are:

- a. The data is easily assimilated without any interpretation.

- b. The layout of the table is error resistant since the eye need only read from right to left or top to bottom depending on the orientation of the table.
- c. Placing the DME fix and its associated altitude in a table makes it unambiguous.

2.11.4 Jeppesen conventions

Like SAS, Jeppesen could have used a tabular format to display the DME/altitude pairs; a tabular format is sometimes used on other Jeppesen charts. A table conforming to the Jeppesen standard would look similar to the table below:

KTM DME	10.0	9.0	8.0	7.0	6.0	5.0	4.0	3.0	2.0
ALTITUDE	9500'	8800'	8200'	7500'	6800'	6100'	5800'	5600'	5300'
(HAT)	(5187')	(4487')	(3887')	(3187')	(2487')	(1787')	(1487')	(1287')	(987')

However, the notes produced by Jeppesen to explain their chart legend and conventions state:

"The top of the profile view on certain non-precision approaches contains a table of *recommended* altitudes/heights at various DME fixes to allow a constant rate of descent. The altitudes/heights are *recommended* only; minimum altitudes in the profile view apply."

Jeppesen's charting specifications do not allow its compilers to publish a table of *recommended* altitudes unless this information is published on the State chart. Conversely, if the State chart does publish such a table, Jeppesen's specifications require that it be included in their chart.

2.11.5 Tabular data on the State chart

It is important to remember that Jeppesen did not design the SIERRA approach. The company designed, produced and distributed an approach chart which conformed to their presentation style and specification. Their chart was based on the State chart and had the State chart contained a table, Jeppesen would have copied it onto their chart. Therefore, it is appropriate that tabular DME/altitude data should be compiled and shown on the State chart where it could be copied by all the commercial chart suppliers.

It is recommended therefore that:

- a. HMG/N Department of Civil Aviation should re-design the State SIERRA approach chart to comply with ICAO PANS OPS by including a table of recommended minimum altitudes for each nautical mile of the final approach.

- b. The chart producers should ensure that their SIERRA approach charts comply with ICAO PANS OPS by including a table of recommended minimum altitudes for each nautical mile of the final approach.

2.12 Possible improvements

This section concentrates on improvements to the ATC environment and aircraft systems which, whilst not directly related to the accident, could help to reduce the probability of a similar accident recurring.

2.12.1 The State SIERRA approach chart

The State chart is the foundation for the commercially available charts. Therefore, it is recommended that the State chart should be thoroughly reviewed to ensure that it meets the PANS OPS standards for displaying all the data which is needed by pilots. Obvious additions are the identification of the final approach fix, the significance of the fan marker and the inclusion of glidepath angles.

2.12.2 The SIERRA approach (medium term)

The current SIERRA approach has been aptly described as a theoretical solution to a practical problem. Whilst the extraordinary nature of the terrain surrounding Kathmandu prevents the approach designer from adopting some conventions, the multiple variations of glidepath angle and the awkward exit from the holding pattern make the approach more complex than it need be.

The complexity detracts rather than adds to the safety of the approach. Improvements and simplifications to the SIERRA altitude profile and holding pattern could be made in order to make them safer and easier to fly. It is recommended that the Nepalese Department of Civil Aviation should address the following aspects:

- a. Unnecessary variations in the glidepath angle should be eliminated. For example, one glidepath of 6 degrees between 10 DME and 4 DME would simplify the approach considerably without reducing terrain separation.
- b. At present, if an aircraft enters the holding pattern, it normally holds in the clean configuration at 10,500 feet on a race track pattern between 10 and 13 DME. The outbound leg of the holding pattern takes the aircraft to the west of the inbound track. In strong crosswinds it would be very difficult to roll out at 13 DME exactly on the required inbound track. When an aircraft in the hold is cleared for the approach, it needs to start the approach (by descending at 13 DME) before the holding pattern is completed at 10 DME, but the descent is not permitted unless the aircraft is "established" on the radial (ie within about 1 nm and closing towards it). Moreover, the aircraft configuration must be changed from gear and flap up to gear and flap fully down - which takes time and distance - before the aircraft reaches 10 DME. These are unnecessary

complications which could be avoided if the holding pattern were revised to give more time before commencing the steep part of the approach at 10 DME.

- c. There is no external facility for checking the validity of the DME range before the approach commences. Since the safety of the instrument approach depends heavily on accurate DME, this deficiency should be addressed. A facility should be sited so as to validate DME range before the descent below minimum safe altitude commences.

2.12.3 The SIERRA approach (long term)

There would appear to be nothing wrong with the present VOR/DME installation and no point in replacing it. However, there are two equipment installations which could improve flight safety: radar and a precision approach guidance system. Of the two, precision approach guidance is considered more important than radar coverage.

2.12.3.1 Precision approach guidance

Safe approaches in bad weather are best made by coupling the autopilot to a precision approach aid such as ILS or MLS. Few if any of the airlines routinely using Kathmandu have MLS fitted to their aircraft and equipping their fleets for Kathmandu alone would be economically prohibitive. Precision approach radar is another option but its effective use would require thorough additional training for controllers and pilots alike. However, aircraft on international routes have to be equipped for ILS approaches and their pilots are proficient at the approach technique. Propagation problems apart, there would appear to be no practical reason why an ILS localiser could not be installed and used to give precision azimuth guidance (including autopilot coupling) to the runway. An ILS glidepath would have to provide adequate ground clearance and avoid nuisance warnings from the GPWS. It would also have to be usable beyond the normal maximum of 10 nm and free of interference.

ILS installations are used in mountainous areas (eg Chamberey in France) and glidepaths of 4° or more are used by commercial jet aircraft. It is not clear whether an ILS could be installed at Kathmandu but the installation would undoubtedly improve the safety of IFR flights. Therefore, it is recommended that the Nepalese Department of Civil Aviation should study the practicalities of providing an ILS at Kathmandu.

2.12.3.2 Radar

The primary purpose of air traffic control radar is the safe and expeditious vectoring of aircraft within busy airspace. Primary radar would not have prevented this accident because the aircraft was on track but it could have prevented another recent air accident near Kathmandu. However, secondary surveillance radar (SSR) with an altitude interrogation (mode C) facility would have allowed an alert controller to notice that PK268 was too low. It would also allow controllers to identify individual

aircraft (if they are transponder equipped) and monitor their flight path. Unfortunately the provision of radar would not in itself make instrument approaches safer. The equipment would have to be kept serviceable and the controllers would have to be trained and tested in its proper use. Nevertheless the provision of radar for Kathmandu airport may well be justified by its rapid growth in international and internal air traffic. Therefore, it is recommended that the Nepalese Department of Civil Aviation should study the practicality of providing radar coverage around Kathmandu.

2.12.4 Air traffic controller status

Observations and statements taken during the investigation indicated that the majority of Kathmandu's air traffic controllers did not consider that they had a part to play in preventing aircraft from flying into the ground. The recurrent theme in their statements of their professional objectives was "The safe, orderly and expeditious flow of air traffic". They saw their role as preventing aircraft from colliding with one another and they did not feel entitled or empowered to intervene in matters of pilotage such as terrain clearance.

The Nepalese controller's working conditions were pleasant but some of those interviewed expressed poor motivation and desired more training. They had no licence, no specific ratings for different tasks and no regular assessment of their skills. Apart from their academic qualifications they had no symbols of professional status and no incentive to believe that they could prevent pilots from making fatal mistakes. Their low self-esteem was probably the root cause of the Tower controller's failure to challenge PK268's pilots. Therefore, it is recommended that Nepal's Department of Civil Aviation should consider taking steps to improve air traffic controllers' motivation, performance and self-esteem by:

- a. Issuing formal air traffic controller's licences.
- b. Introducing specific controller position training and ratings.
- c. Introducing periodic competency checks.
- d. Immediately introducing improved salaries and allowances to operational ATCOs at Tribhuvan International Airport.

2.12.5 GPWS improvements

It is unfortunate that a timely GPWS warning depends so heavily on the distance between the aircraft and the ground beneath it rather than the ground ahead of it, a dependence which has obvious limitations in mountainous terrain. The system cannot be optimised for every type of terrain and the majority of international airports are surrounded by lower and less steep terrain. In these areas, the equipment has worked well and has prevented accidents. To have prevented this accident, the

equipment would have had to warn the crew at least 15 and, allowing for typical pilot reaction times, probably 20 seconds before impact. At that time the aircraft was almost a mile away from the mountain it hit and over 500 feet above the ground directly beneath it.

The GPWS system could be augmented by giving it a capability to look forwards as well as downwards. Two methods of achieving this would be forward looking sensors and digital map correlation. (a navigation system which computes position by comparing the terrain profile sensed by the radio altimeter or laser to terrain elevation data stored in a digital computer). Both are existing military technologies and there may be scope for adapting these technologies for civil aviation. A detailed analysis of these systems is beyond the scope of this report. Nevertheless, it is recommended that ICAO should sponsor research into improving GPWS technology so as to improve system performance in mountainous terrain.

2.12.6 Crew reaction to GPWS

There were no written procedures for pilots to follow in response to a GPWS warning except for one paragraph in the aircraft manufacturer's operating manual under the FINAL (approach) section of the normal procedures which was repeated in PIA's A300 SOPs. The stated procedure was:

"In case the GPWS is activated react with pitch control and power without delay"

This statement is common sense but not as useful as it might be. In visual conditions the pilot can judge the appropriate reaction himself but in cloud it begs the questions: how much pitch and how much power? The procedure for swiftly establishing the maximum sustainable climb angle is what the pilot really needs to know. Therefore, it is recommended that Airbus Industrie should amplify the instructions in their Flight Crew Operating Manual regarding pilot response to GPWS warnings.

3 CONCLUSIONS

(a) Findings

- (i) The flight deck crew were properly licensed and medically fit.
- (ii) The aircraft had been properly maintained and was fit for the flight and the essential aircraft systems were operating normally during the approach.
- (iii) The SIERRA approach to Kathmandu is a demanding approach in any wide-bodied aircraft.
- (iv) Unlawful interference and extreme weather were not causal factors.
- (v) The crash site was enveloped in cloud at the time of the accident.
- (vi) There was no ATC clearance error.
- (vii) The VOR/DME beacons used for the approach were operating satisfactorily and there was no evidence of failure or malfunction within the aircraft's DME equipment.
- (viii) The aircraft acquired and maintained the correct final approach track but began descent too early and then continued to descend in accordance with an altitude profile which was consistent with being 'one step ahead' and below the correct profile.
- (ix) At 16 DME, the co-pilot mis-reported the aircraft's altitude by 1,000 feet.
- (x) The commander did not adhere to the airline's recommended technique for the final part of the approach which commenced at 10 DME.
- (xi) The 10 DME position report requested by the Tower controller was made at an altitude below the minimum safe altitude for that portion of the approach.
- (xii) The altitude profile on the Jeppesen approach chart which should have been used by the pilots was technically correct. However, the profile illustrated could not be flown in the A300 at Vapp, in common with any other wide bodied jet of similar size and the minimum altitude at some DME fixes was not directly associated with the fix.

- (xiii) The aircraft did not have control-column mounted chartboards.
- (xiv) As described in the report, there is scope for improving the SIERRA approach procedure and its associated charts.
- (xv) Kathmandu was not a frequent destination for PIA's A300 crews and neither pilot had operated there within the previous two months.
- (xvi) PIA's training of air crews, briefing material and self-briefing facilities for the SIERRA approach to Kathmandu leave room for improvement.
- (xvii) PIA's route-checking and flight operations inspection procedures were ineffective.
- (xviii) The accident was inevitable 15 seconds before impact.
- (xix) The Tower controller requested an altitude report immediately after the co-pilot reported at 10 DME. His failure to challenge the low altitude reported at 10 DME was a missed opportunity to prevent the accident but, even if he had done so, it is doubtful whether the accident could have been averted.
- (xx) Some air traffic controllers at Kathmandu had a low-self esteem and were reluctant to intervene in piloting matters such as terrain separation.
- (xxi) The GPWS was probably serviceable but failed to warn the crew of impending flight towards high ground because of the combination of elderly equipment and rugged terrain.
- (xxii) Advice within the aircraft manufacturer's operating manuals regarding pilot reaction to a GPWS warning was incomplete.
- (xxiii) The MEL was being breached in that PIA were not supplying their CAA with the required carry-forward defect summaries for analysis, neither was the CAA requesting them.

(b) Cause

The balance of evidence suggests that the primary cause of the accident was that one or both pilots consistently failed to follow the approach procedure and inadvertently adopted a profile which, at each DME fix, was one altitude step ahead and below the correct procedure. Why and how that happened could not be determined with certainty because there was no record of the crew's conversation on the flight deck. Contributory causal factors were thought to be the inevitable complexity of the approach and the associated approach chart.

4 SAFETY RECOMMENDATIONS

It is recommended that:

- 4.1 ICAO should review the conventions of commercial approach charts with a view to encouraging standardisation and reducing chart clutter.
- 4.2 His Majesty's Government of Nepal, Ministry of Tourism and Civil Aviation, Department of Civil Aviation should re-design the State SIERRA approach chart to comply with ICAO PANS OPS by including a table of recommended minimum altitudes for each nautical mile of the final approach.
- 4.3 HMG/N, Department of Civil Aviation should improve and simplify the SIERRA approach procedure by addressing the following aspects:
 - a. Unnecessary changes in the glidepath should be eliminated.
 - b. The holding pattern should be revised.
 - c. A facility should be provided to validate DME range before the descent below minimum safe en-route altitude commences.
- 4.4 The chart producers should ensure that their SIERRA approach charts comply with ICAO PANS OPS by including table of recommended minimum altitudes for each nautical mile of the final approach.
- 4.5 The operator should take steps to stop the dubious practice of some crews transcribing data from approach charts.
- 4.6 The airline's crews should be encouraged to alert their management and their pilots' association to those charts which they consider to be unsatisfactory.
- 4.7 The airline should fit control column chart clipboards to all its A300s.
- 4.8 The airline should equip all its aircraft with sufficient lightweight-headsets for each member of the flight crew and those headsets should have boom microphones.
- 4.9 The airline should adopt the hot microphone system for CVR recordings.
- 4.10 The airline should expand its briefing material for difficult instrument approaches and make this material available in or very near the crew reporting centre.

- 4.11 The airline should practice the SIERRA approach in the simulator as part of the process of pilot qualification to operate to Kathmandu and that such approaches should be part of a line-orientated training session.
- 4.12 The operator should ensure that all its route-check pilots are route-checked at least once per year.
- 4.13 The airline should provide Cockpit Resource Management training as soon as practicable for captains, co-pilots and flight engineers.
- 4.14 The airline should train its flight engineers to interpret non-precision approach charts and provide them with charts for all non-precision approaches flown by the company.
- 4.15 The airline should carry out checks of recorded flight data to ensure that company standard operating procedures are being followed.
- 4.16 The Civil Aviation Authority of Pakistan should appoint and provide flight operations inspectors and the airline should allow them on the flight deck as observers.
- 4.17 Airlines which operate regular scheduled services to Kathmandu should, where necessary, modify their GPWS equipments to provide automatic callouts of radio height.
- 4.18 HMG/N Department of Civil Aviation should study the practicalities of providing an instrument landing system (ILS) and radar coverage at Kathmandu.
- 4.19 HMG/N Department of Civil Aviation should consider taking steps to improve air traffic controllers' motivation, performance and self-esteem by:
 - a. Issuing formal air traffic controller's licences.
 - b. Introducing specific controller position training and ratings.
 - c. Introducing periodic competency checks.
 - d. Immediately introducing improved salaries and allowances to operational ATCOs at Tribhuvan International Airport.
- 4.20 ICAO should sponsor research into improving GPWS technology so as to improve system performance in mountainous terrain.
- 4.21 Airbus Industrie should amplify the instructions in their Flight Crew Operating Manual regarding pilot response to GPWS warnings.

ICAO Note.— The Appendices were not reproduced.

ICAO Ref.: 0078/92.

No. 5

Boeing 747-258F, 4X-AXG, accident at Bijlmermeer, Amsterdam, Netherlands, on 4 October 1992. Report released by the Netherlands Aviation Safety Board.

SYNOPSIS

On October 4, 1992, at 17:20 UTC, El Al Israel Airlines (ELY) Flight 1862, a Boeing 747-200 Freighter, with three crewmembers and one non-revenue passenger on board, took off from runway 01L at Schiphol Airport and followed the Pampus departure as cleared by air traffic control services.

At 17:27.30 UTC, with the aircraft at flight level 65, engine no. 3 and its pylon separated from the aircraft and damaged part of the leading edge of the right wing. The no. 3 engine then struck engine no. 4, causing this engine and its pylon to depart the wing. During an attempt to return to Schiphol Airport control was lost and at 17:36 UTC the aircraft crashed into a residential area in a suburb of Amsterdam.

An investigation was initiated by the Netherlands Accident Investigation Bureau. The investigation team was assisted by specialists from the Aeronautical Inspection Directorate of the Department of Civil Aviation. Following the procedures contained in International Civil Aviation Organization (ICAO) Annex 13, Accredited Representatives and their advisors from Israel and the United States joined the investigation. Several organizations collaborated in the data extraction and analysis of the Digital Flight Data Recorder (DFDR). The National Aerospace Laboratory of the Netherlands was tasked with several special projects. The Air Branch of the Netherlands State Police assisted with the questioning of witnesses. Identification of the victims was carried out by the Disaster Identification Team of the State Police.

This report is issued by the "Raad voor de Luchtvaart" (Netherlands Aviation Safety Board).

All times in this report are UTC unless stated otherwise.

1 FACTUAL INFORMATION

1.1 *History of the flight*

The aircraft was on a flight from John F. Kennedy International Airport, New York, to Ben Gurion International Airport, Tel Aviv, with an intermediate stop at Schiphol Airport for a crew change and cargo processing. The aircraft arrived in Amsterdam at 13:40 and was scheduled for departure at 16:30 but received an air traffic control slot time of 17:20 for departure. The maintenance transit check was carried out. The aircraft was refuelled with 74,200 litres of Jet A1 fuel, making the total amount of fuel on board of 72 metric tons. The four people on board the aircraft at take off were the captain, copilot, flight engineer, and one non-revenue passenger. There was a total of 114.7 metric tons of cargo on board of which 6.5 metric tons were considered low grade dangerous goods.

The flightcrew involved in the accident had arrived at Schiphol Airport on a previous EI AI flight and had 20 hours crew rest prior to the beginning of their crew duty.

The air traffic situation at Schiphol Airport prior to the departure of EI AI 1862 was not extraordinary, according to ATC witnesses. Two runways were in use, 01L for take off and 06 for landing. There was moderate inbound traffic for runway 06, a moderate number of departures from 01L and several VFR flights over the northern part of the city of Amsterdam. From the beginning of EI AI 1862's emergency declaration, air traffic services for the flight were provided by Amsterdam Radar on 124.87, Schiphol Approach on 121.2, Schiphol Arrival on 118.4 and indirectly by Schiphol Tower.

The captain requested clearance for push back at 17:04. The aircraft taxied out at 17:14. The copilot was to be the pilot flying (PF), and the captain was to be the pilot not flying (PNF). The takeoff roll on runway 01L started at 17:21, with a takeoff gross weight of 338.3 metric tons, and the aircraft followed the Pampus departure as cleared by ATC. The performance limited maximum takeoff gross weight for the prevailing conditions of the flight was 359.3 metric tons. No anomalies were evident during the initial climb until 17:27.30, as the aircraft was passing through an altitude of about 6,500 feet. The flight data recorder revealed that the no. 3 and 4 engines and their pylons departed the right wing at this time. The copilot then transmitted the emergency call, "EI AI 1862, mayday, mayday, we have an emergency". The aircraft turned to the right, and according to witnesses on the ground, started dumping fuel immediately. The Amsterdam Radar controller confirmed the emergency call and immediately cleared the area of other traffic. At 17:28.06 the controller, not knowing the reason for the emergency call, asked the crew if they wanted to return to Schiphol Airport.

After the acknowledgement by the crew of their intention to return to the airport they were instructed to turn to heading 260 and were informed about their position relative to Schiphol Airport. At 17:28.17 the crew reported a fire on engine no. 3 and subsequently they indicated loss of thrust on engines no. 3 and no. 4.

Witnesses heard one or more banging sounds and saw a dark plume of smoke trailing the aircraft. Some witnesses saw objects fall. Other witnesses also saw fire on the right wing which eventually disappeared. When the aircraft turned right two vapour trails were seen to emerge from the wingtips.

At 17:28.57, EI AI 1862 was informed that runway 06 was in use and the wind was 040° at 21 knots. The flight crew however requested runway 27 for landing. ATC then asked the crew if they could switch radio frequency to Schiphol Approach Control on 121.2 megahertz. The crew immediately switched frequency to Approach Control. Subsequently the flightcrew was instructed to switch to Schiphol Arrival on 118.4 megahertz. Because the aircraft was only 7 miles from the airport and still flying at an altitude of 5,000 feet, a straight in approach was not feasible and the crew was instructed to turn right to heading 360 and descend to 2,000 feet. The crew was again informed about the wind (by then 050° at 22 knots).

About one minute later at 17:31.17 the controller asked what distance they required to touchdown. Shortly thereafter, the controller asked for the number of track miles the flight crew required for an approach. The crew stated that they needed "12 miles final for landing".

Together with this reply to ATC, the call "Flaps 1" could be heard as background conversation in the cockpit. ATC instructed EI AI 1862 to turn right to heading 100. During the turn the controller asked for the status of the aircraft and was informed: "No. 3 and 4 are out and we have problems with the flaps". The airplane had turned through heading 100 and was maintaining heading 120. No corrective action was taken by the controller. The aircraft maintained an airspeed of 260 knots and was in a gradual descent.

EI AI 1862 was cleared for the approach and directed to turn right to heading 270 to intercept the final approach course. The airplane was then at an altitude of about 4,000 feet, with a groundspeed of approximately 260 knots and on heading 120.

The position was 3 nautical miles north of the centreline of runway 27 at a distance of about 11 miles projected on the extended centreline of runway 27. According to the radar plot, it took about thirty seconds before the aircraft actually changed heading.

When it became apparent that the airplane was going to overshoot the localizer, the controller informed the crew accordingly and directed the aircraft to turn further to heading 290 in an attempt to intercept the final approach again but now from the south. Twenty seconds later a new heading instruction to 310 was given, along with descent clearance to 1,500 feet.

The flightcrew acknowledged this instruction at 17:35.03 and added, "and we have a controlling problem". Approximately 25 seconds later the copilot called, "Going down 1862, going down". In the first part of this transmission commands from the captain to raise all the flaps and to lower the landing gear could be heard. During the middle part of this transmission a sound was heard, and in the final part of the transmission another sound was audible. These sounds were later analyzed and determined to be the stick shaker and the ground proximity warning system respectively.

The airplane crashed at 17:35.42 into an eleven-floor apartment building in the Bijlmermeer, a suburb of Amsterdam, approximately 13 km east of Schiphol Airport. The impact was centred at the apex of two connected and angled blocks of apartments and fragments of the aircraft and the buildings were scattered over an area approximately 400 meters wide and 600 meters long. Firefighting and rescue operations started shortly after the crash.

The aircraft was destroyed by the impact and the resulting fire. The accident occurred during dusk.

1.2 *Injuries to persons*

Injuries	Crew	Passengers	Others
Fatal	3	1	43
Serious		11	
Minor/None		15	

1.3 *Damage to Aircraft*

At the time the pylons and the engines separated from the wing, the leading edge of the right wing, between engine no. 3 and 4, was extensively damaged, along with several airplane systems in that area. At final impact, the aircraft was destroyed by impact forces and the ensuing explosion and fire.

1.4 *Other damage*

The airplane impacted into the apex of two connected and angled apartment buildings which were partly destroyed by the impact and subsequent fire. The damage to the structure of the buildings precluded their reconstruction and the two buildings were torn down.

The soil in the impact area was heavily contaminated with airplane fuel, oil and combustion products of the airplane and freight.

1.5 *Personnel Information*

The Captain

- a. date of birth: 21-01-1933
- b. nationality: Israeli
- c. profession: Airline Transport Pilot employed by El Al since 02-08-1964.
- d. last medical check: 07-07-1992.
Result: qualified medical certificate group I, must wear correcting glasses while exercising the privileges of this licence.
Valid until: 31-01-1993
- e. licence: Israeli ATPL no. 340, first issue 20-09-1960.
Date of last validation: 11-04-1992.
The ratings on the ATPL were: Group A + C: B707, B747, DC3. Instrument airplanes
- f. total flying experience: 25,000 hours flying experience. B747: 9,500 hours of which 233 hours in the last 3 preceding months.
- g. additional information:
 - holder was qualified as captain on the B747 on 02-07-1981;
 - holder was qualified as instructor on 01-09-1992;
 - last flight was on 03-10-1992 on the route from Tel Aviv to London, to Amsterdam. After resting 20 hours, he reported for duty on 04-10-1992.

The First Officer

- a. date of birth: 07-05-1960
- b. nationality: Israeli
- c. profession: Airline Transport pilot with EI Al since 17-11-1991
- d. last medical check: 20-06-1992.
Result: qualified medical certificate group I, unrestricted.
Valid until: 20-06-1993.
- e. licence: Israeli ATPL no. 2844, first issue 04-11-1987.
Date of last validation: 25-07-1992.
The ratings on the ATPL were: Group A + B + C; B707, 1A-1124, ARAVA 101, C12D, Instrument airplanes.
Group II: B747.
- f. total flying experience: 4,288 total hours; flying experience on the B747: 612 hours of which 151 hours in the last 3 months.
- g. additional information:
 - holder became a qualified First Officer on the B747 on 31-03-1992. He was released from all limitations as a "new pilot" since 23-04-1992;
 - last flight was on 03-10-1992 on the route Tel Aviv – London – Amsterdam. After resting 20 hours he reported for duty on 04-10-1992.

The Flight Engineer

- a. date of birth: 23-05-1931
- b. nationality: Israeli
- c. profession: Flight Engineer with EI Al since 19-06-1955
- d. last medical check: 25-08-1992.
Result: qualified medical certificate group I, must wear correcting glasses while exercising the privileges of this licence.
Valid until: 28-08-1993.
- e. licence: Israeli Flight Engineers license no. 82.
Year of first issue: 1956.
Date of last validation: 23-05-1992.
The ratings on the F/E licence were: Turbojet powered airplanes; B707, B747.
- f. total flying experience: 26,000 hours;
flying experience on the B747: 15,000 hours of which 222 hours in the last 3 preceding months.
- g. additional information:
 - holder joined EI Al as a mechanic in 02-01-1950;
 - holder became a qualified Flight Engineer for B747 on 25-11-1971;
 - holder was qualified as Flight Engineer instructor from 01-02-74 till 22-05-1991
 - holder functioned as supervisor Flight Operations, in the period 1974 – 1976;

- holder left EI Al on 22-05-1991 for a period of 3 months and returned to active flight duties at the end of this period;
- last flight was on 03-10-1992 on the route Tel Aviv – London – Amsterdam. After resting 20 hours he reported for duty on 04-10-1992.

Remarks: Captain, First Officer and Flight Engineer passed their line and simulator checks in accordance with the approved training and qualifications program.

1.6 *Aircraft Information*

1.6.1 *General*

- a. nationality and registration: Israel, 4X-AXG
- b. aircraft type: Boeing 747 Freighter; Type: 258F
serial no.: 21737
year of construction: 1979
manufacturer: Boeing Commercial Airplane Company
- c. engines: 4 Pratt & Whitney JT9D-7J
fuel: Jet A 1
- d. The aircraft was registered in the Israeli aircraft register dated 19-03-1979, under the name of EI Al Israel Airlines Ltd., address: Ben Gurion Airport, P.O. Box 41, Israel 70100.
- e. The Certificate of Airworthiness form 105 was issued at 15-03-1992 and valid until 15-03-1993.
- f. At the time the aircraft departed Amsterdam Airport, the take off gross weight was 338.3 metric tons and the centre of gravity (CG) for take off was 23.1 percent mean aerodynamic chord (MAC), which was within the limits of the aircraft's flight envelope.
- g. Additional information:

This Boeing 747-258 cargo transport category airplane was manufactured in accordance with Federal Aviation Administration (FAA) type certificate no. A20W, as approved on 30-12-1969. The aircraft was certificated in accordance with the provisions of 14 CFR Part 25, effective on 01-02-1965.

The aircraft was powered by four Pratt & Whitney JT9D-7J high bypass ratio turbofan engines. The JT9D engine was certified by the FAA on 31-08-1976 with Type Certificate Data Sheet E20EA.
The aircraft accumulated 45,746 flight hours and 10,107 flight cycles. Maintenance records indicate that the aircraft and the Pratt & Whitney JT9D-7J engines were inspected and maintained in accordance with the EI Al maintenance program, the Boeing Maintenance Planning Document, the Maintenance Review Board Report, and EI Al Engineering and Quality Control Division requirements and recommendations.

All the required inspection and maintenance actions had been completed and all applicable airworthiness directives (AD's) had been accomplished, or were in the process of being accomplished within the specified time limits.

Examination of the service records, crew write-ups, action items, trend monitoring data, and flight recorder data of previous flights did not reveal any significant deviations.

1.6.2 *Pylons, Fuse Pins and Nacelle Attach Fittings*

The pylon, fuse pins and attachment fittings that comprise the engine/pylon/wing attachment system were inspected according to the applicable Service Bulletins (SB's), Service Letters (SL's) and FAA Airworthiness Directives (AD's). The Civil Aviation Authority of Israel does ratify all FAA issued AD's.

Since the last inspection of the midspar fuse pins of pylon no. 3 on June 17, 1992, the aircraft accumulated 257 flight cycles until the accident.

1.6.3 *Aircraft Design*

1.6.3.1 *Pylon to Wing Attachment Design*

The design of the engine nacelle and pylon incorporates provisions that preclude a wing fuel cell rupture in case of engine separation, by means of structural fuses. A clean breakaway of the nacelle and/or pylon from the wing is ensured when the shearloading of the fuse pins exceeds the design load conditions.

The structural fuse concept utilizes hollow shear pins at the four wing attachment fittings between pylon and wing. The wing support structure and fittings have been designed sufficiently stronger than the fuse pins thus safeguarding the wing from structural damage in case of an overload condition.

The nacelle and engine are attached to the pylon bulkheads through forward and aft engine mount fittings.

The pylon is essentially a two cell torque box containing three bulkheads: a forward engine mount bulkhead, an aft engine mount bulkhead and a rear closure bulkhead. Pylon to wing attachments are made at the aft end of the upper link, the aft end of the diagonal brace and at the two pylon midspar fittings.

The fuse pin at the forward end of the upper link, the aft end of the diagonal brace and at both midspar fittings are the primary fuse pins. The fuse pins at the forward end of the upper link and the aft end of the diagonal brace are designed to fail at a slightly lower load than the fuse pins at the other ends in order to assure a controlled separation of the pylon from the wing.

Nacelle load components in the vertical and side directions are absorbed by the forward pylon bulkhead while vertical, side, torque and drag components are reacted at the aft mount bulkhead. These pylon loads go to the four wing attachment fittings through the pylon front spar and lower spar, the midspar and the pylon skin. Primary drag loads go through a thrust link into the diagonal brace. An additional side brace from the pylon midspar to the wingbox takes pylon side shear into the wing. A schematic of the pylon to wing attachments fittings is given in figure 1.

1.6.3.2 *Hydraulic Systems*

Four separate and independent main hydraulic supply systems are provided to meet the power requirements of the flight control and landing gear systems. Each main supply system is associated with an engine with most of its components located in the pylon area above and aft of the engine. See figure 2.

The four main hydraulic supply systems are functionally identical. The systems differ only in reservoir capacity and the location of some components. Hydraulic power for each system is provided by two pumps installed in parallel. An engine driven pump is in operation at all times when the airplane engine is running. This pump is supplemented by an air driven pump powered by the pneumatic system and controlled from the flight engineer's station. The air driven pump can be turned off, run continuously or be operated in the automatic mode, where it will remain off until the demand exceeds the capacity of the engine driven pump.

Hydraulic system indications and warnings include standard pressure and fluid quantity gages and indicating lights.

1.6.3.3 *Pneumatic System*

The pneumatic system consists of a manifold of ducts and valves that supplies hot air from the engine for the airconditioning and the pressurization system, engine starting, and thermal anti-icing. Bleed air is also used to actuate the leading edge flaps, air driven hydraulic pumps, lower cargo compartment heating, potable water systems pressurization and thrust reversers.

The primary supply of pneumatic air is from the mid compressor stage of each engine, through a check valve. When mid stage bleed air pressure is not high enough to supply system demands, high stage bleed air is used. Switching from low to high stage bleed on each engine is controlled automatically by the high stage bleed air valve.

The pneumatic manifold is separated into left, right, and centre sections by two wing isolation valves. See figure 3.

1.6.3.4 *Electrical System*

AC Power

Primary AC power is supplied by four engine driven generators. Four AC busses are directly fed from their associated generators. Connection of these busses to a sync bus allows parallel operation. A split system breaker in the sync bus permits division of the bus system into two independent halves. The engine driven generators can be paralleled in any combination.

An essential AC bus can be powered independent from the main AC busses. A standby AC bus uses a battery powered static inverter when no other source of AC power is available.

DC power

Primary power for the DC busses is obtained from the main AC busses through transformer/rectifier units.

Secondary DC power is available from the main battery for the battery busses.

1.6.3.5 *Flight Controls*

Primary airplane control is provided by ailerons, elevators, and rudders. The control surfaces are positioned by hydraulic power packages served by four independent hydraulic systems. Control of the surfaces is accomplished by conventional duplicated aileron control wheels, control columns, and rudder pedals. The distribution of hydraulic supply from the various hydraulic systems to the various control surfaces is presented in figure 2.

The rudder control system contains a rudder ratio changer, which modifies the relationship between rudder pedal and rudder deflection in such a way that at a constant rudder pedal position the rudder deflection decreases with increasing speed, for reasons of structural protection.

Additional controls consist of trailing edge flaps, leading edge flaps, spoilers and an adjustable horizontal stabilizer. Trailing edge flaps are hydraulically powered and controlled by a flap control lever in the pilot's control stand. Leading edge flaps are primarily powered by pneumatic motors which are controlled by an electrical output from the trailing edge flap system. Back-up power to the leading edge and trailing edge flaps is provided by electric motors which are controlled by switches on the pilot's overhead panel.

The spoilers are hydraulically powered from different hydraulic systems. When used for lateral control, the spoilers are positioned by an output from the aileron control system. When used as speed brakes, the spoilers are controlled by a speed brake control lever. The horizontal stabilizer is positioned by hydraulic motors controlled primarily by trim switches on the control wheels. Levers on the pilots' control stand provide an alternate mechanical method of controlling the hydraulic actuators of the horizontal stabilizer that overrides all other command signals.

At higher speeds the outboard ailerons are normally locked out and kept in a neutral position by a lockout mechanism. To unlock the outboard ailerons the outboard trailing edge flaps must move more than 0.5 degree and the DC essential bus must be powered. Inability to extend the outboard trailing edge flaps via the normal (hydraulic) or alternate (electrical) means results in unavailability of the outboard ailerons.

1.6.3.6 Fuel System

The airplane fuel system provides a means of storing fuel in the airplane, provisions for distribution to the engines, provisions for pressure fuelling and defuelling, a fuel jettison system and an electronically controlled fuel quantity indication system.

All fuel is stored in the wing and wing centre section. The tank sections are integral tanks, utilizing the sealed structure to retain the fuel.

Fuel is fed into the pylon compartment via the engine fuel shut off valve. This valve is mounted on the front spar inside the wing tank and can be closed to isolate the engine from its fuel. When shutting the engine down by pulling the fire handle, this valve is commanded closed. This valve can also be closed by placing the start lever to the cut-off position.

Fuel jettison is accomplished through separate pumps except for the centre wing tank where override/jettison pumps serve a dual purpose. Tank interconnection for fuel feed and jettison is limited to gravity feed transfer from the reserve tanks to the main tanks, and is controlled by electric motor operated valves. All pump and valve controls, along with fuel quantity indicators and indicating lights, are located on the flight engineer's panel.

1.6.3.7 Engine Fire Detection and Extinguishing Systems

The engine fire detection system on each engine consists of two continuous sensor loops and a fire detection electronics module. Cockpit fire warning is provided by illumination of engine fire handles, master warning lights and a cancellable fire warning bell. On the flight engineer's panel a fault indicator light is provided to indicate when any of the 8 engine loops has failed. The nacelle temperature indicator will indicate which loop is faulted.

Each sensor loop is located at the critical locations throughout the engine, such that a fire will trigger the sensor. Normally the detection logic requires fire signals from both sensor loops, before a fire warning is generated in the cockpit. This design feature is intended to reduce the probability of false warnings. The corresponding system configuration is called: "BOTH".

The engine fire detection loops consisted of an inconel tube containing thermistor (thermal resistor) material in which one electric conductor is embedded. If the temperature rises, the resistance between the conductors drops and within certain rate of change of resistance criteria the signal is treated by the fire detection electronics module as a fire signal.

In case of a short circuit between the two conductors the fire detection electronics module determines a fault signal for the respective loop.

The logic used to indicate a fire warning in the cockpit with the fire detection system in the configuration "BOTH" is as follows:

Loop A sense	Loop B sense	Indication
fire	fire	fire
fire	fault	fire
fire	none	fault
fault	fault	fire
fault	none	fault

Logic of fire warning indication

From the table above it can be concluded, that with the fire detection system in the normal "BOTH" configuration, if both loops detect a fault signal, a fire warning will be generated in the cockpit. According aircraft operating procedures the engine fire procedure should than be executed.

Engine fire extinguishing is provided by two bottles per engine with an extinguishing agent, which are located in the pylons. In the cockpit just below the engine fire handles an electrically signalled "BOTTLE DISCHARGED" light is provided which illuminates, when the indicated bottle has been discharged.

1.6.4 *Service Bulletins and Airworthiness Directives*

Since the certification of the Boeing Model 747 numerous Service Bulletins and Airworthiness Directives were issued by Boeing and the FAA. For an overview see reference 11.

The most significant Service Bulletins and Airworthiness Directives concerning the pylon structure are explained in more detail in the following subchapters.

1.6.4.1 *Service Bulletins Applicable to Midspar Fuse Pins*

The first Service Bulletin for midspar fuse pins, SB 747-54-2063, was issued on August 10, 1979, after Boeing was informed in the late 1970's of cracks in the original, old style "bottle bore" configuration midspar fuse pins. This Service Bulletin recommended repetitive inspections of old style fuse pins for cracks every 2,500 flight hours. It also recommended an inspection for corrosion and application of corrosion preventive compound (CPC). The FAA made the recommended inspections mandatory in AD 79-17-04.

Revision 1 of this Service Bulletin, issued August 13, 1981 provided the terminating action for the repetitive inspections of old style pins by replacement with new pins having a "bulkhead" configuration. The FAA subsequently amended AD 79-17-04 on March 16, 1982, to announce that installation of the new style fuse pins was a terminating action for the repetitive inspection requirement.

In 1986, Boeing issued a revised ultrasonic procedure for improved detection of cracks in old style fuse pins (SB 747-54-2063R4). The FAA made the improved procedure mandatory with AD 86-22-01, that also superseded AD 79-17-04.

In April 1988, Boeing received a report of a crack in a new style fuse pin. Analysis of the pin indicated that the crack initiated from corrosion pits on the inner diameter of the fuse pin. The corrosion pits were attributed to the absence of primer and CPC on the inner surface of the fuse pin.

In response, on March 29, 1990, Boeing issued Revision 7 to SB 747-54-2063, adding instructions for an one-time inspection of new style fuse pins for the presence of CPC.

The FAA issued a Notice of Proposed Rule Making (NPRM) on November 6, 1990, proposing to require an one-time inspection of new style fuse pins for the presence of primer and CPC per SB 747-54-2063, Revision 7, prior to the accumulation of 12,000 flight hours after the effective date. This revision was made mandatory with the issuance of AD 91-09-01 on May 28, 1991.

In January 1992, Boeing began a review of the in-service history of the new style fuse pins. The review was initiated due to reports of

corrosion in new style fuse pins that reportedly had been inspected per AD 91-09-01. At that time, Boeing had received only five reports of cracks in new style fuse pins. In these cases the crack initiated in corrosion pits and the pins did not have the required primer and/or CPC. However, during the spring and summer of 1992, as the deadline for inspecting new style fuse pins pursuant to AD 91-09-01 took effect, Boeing received additional reports of cracks in new style fuse pins.

From the time of the original installation of new style fuse pins in 1980, through September 1992, 14 instances of cracks in new style midspar fuse pins and 9 reports of cracks in new style diagonal brace fuse pins were reported to Boeing. Boeing began an engineering investigation of other fuse pin designs and undertook to develop procedures for ultrasonic inspection of new style fuse pins for cracks. An All Operators meeting was held in Seattle, on September 21, 1992, to discuss the in-service history of new style fuse pins and the forthcoming Boeing recommendation for repetitive ultrasonic inspections of new style fuse pins. Boeing informed operators that it was developing a new style fuse pin to replace all B747 midspar fuse pins and described the pin development schedule.

1.6.4.2 *Service Bulletins Applicable to Diagonal Brace Fuse Pins*

Service bulletin 747-54-2066 was issued November 7, 1979, after Boeing had received reports of fractured diagonal brace to inboard engine strut fuse pins.

Analysis indicated that the fractures were caused by cyclic loading, and initiated in an circumferential machining groove in the pin bore inboard recess.

Boeing recommended a visual or ultrasonic inspection upon accumulation of 5,000 or more flights and recommended repeat inspections visually every 350 flights or an ultrasonic inspection every 1,200 flights, until the pins were replaced with a new design pin for terminating action. This service bulletin was effective for B747 airplanes with Pratt and Whitney JT9D-70 engines only. The FAA issued AD 79-22-03, making provisions of the SB mandatory.

Service Bulletin 747-54-2101 was issued April 11, 1983, after Boeing received reports of fractured diagonal brace to wing fuse pins. Boeing recommended a visual or ultrasonic inspection upon accumulation of 5,000 flights on the pins, and advised repeat inspections every 350 flights visually or 1,200 flights ultrasonically. When cracks were found, the existing pin had to be replaced with the new improved design pin.

This Service Bulletin was made applicable to all B747 airplanes with JT9D, CF-6 and RB211 engines. FAA issued AD 83-24-05, making provisions of this SB mandatory.

With Service Bulletin 747-54-2102, Boeing recommended that operators replace the inboard and outboard upper link and outboard diagonal brace fuse pins to reduce the possibility of fuse pin fracture, although no fuse pin fracturing of those fuse pins had been reported. This Service Bulletin was not made mandatory by FAA.

1.6.4.3 *Service Bulletins Applicable to Attach Fittings*

Service Bulletin 747-54-2062 was issued August 17, 1979, after operators reported cracks in the inboard engine strut to diagonal brace attach fittings. Boeing recommended an inspection upon accumulation of 5,000 flights, and a reinspection interval of 1,000 flights if no

cracks were found. FAA mandated the Service Bulletin with AD 79-17-07.

Service Bulletin 747-54-2100, issued June 20, 1983, prescribes an ultrasonic inspection of the inboard and outboard midspar fitting or spring beam aft lugs of each pylon for cracks initiating in the lug bores. Some operators had reported lug corrosion and in one case both lugs of the inboard pylon were found broken. Analysis of the broken part indicated that the breaks were the result of fatigue cracking initiating at corrosion pits in the bore surface of the outer lug fitting. AD 85-22-07, dated November 24, 1985 was issued to make provisions of the SB mandatory.

1.6.4.4 *Service Bulletins Applicable to the Nacelle Strut Rear Engine Mount Bulkhead*

Service Bulletins 747-54-2033/2042/2059 and 2065 cover the subjects of nacelle strut engine aft mount bulkhead cracking, inspection and modification.

Although the majority of cracks in the aft mount bulkhead was found on B747's with Pratt and Whitney JT9D-7 engines, the SB also applied to the General Electric CF6 and Pratt and Whitney JT9D-70 powered airplanes. These SB's were not adopted as FAA Airworthiness Directives.

1.7 *Meteorological Information*

Weather information was obtained from the meteorological service of the Royal Dutch Meteorological Institute at Schiphol Airport.

1.7.1 *General Conditions*

A high pressure area centred over the southern part of Scandinavia and a low pressure area centred over the Gulf of Genoa created a strong north easterly flow of dry air over the Netherlands at the time of the accident.

1.7.2 *Conditions at the time of the Crash*

altitude ft	wind degrees/knots	temperature °C
groundlevel	040/23 gust 33	13
1,0000	50/30-35	12
2,0000	50/35-40	10
3,0000	70/40	10
5,0000	70/30-35	8

Wind and temperature conditions

visibility:

- from the ground to 2,000 feet, 15 kilometres.

weather:

- clear and dry.

clouds:

- 1/8 alto cumulus at 13,000 feet.

freezing level:

- 8,000 feet.

turbulence:
– light to moderate.

light condition:
– dusk

1.7.3 *Aerodrome Terminal Information Service (ATIS)*

When requesting the airway clearance, the crew informed ATC that they received ATIS information "Tango". Information Tango reads:

Main departure runway 01L, main landing runway 06,
040 degrees 23 knots, maximum 30 knots, minimum 13
knots, temperature 14, dewpoint 8, QNH 1012 hectopascals.

1.8 *Aids to Navigation*

All ground navigational aids for the Pampus departure and the instrument landing system for runway 27 were fully serviceable.

1.9 *Communications and Recordings*

1.9.1 *ATC Communication Recordings*

All ATC communications were recorded on a magnetic tape recording system, with a time coding.

A transcript of the relevant ATC, airport, and fire brigade communication recordings is attached as Appendix 4.1

1.9.2 *Other Communication Recordings*

The recording system also records a number of telephone lines.

A transcript containing information received from the Rescue Coordination Centre in IJmuiden (RCC) is attached as Appendix 4.2.

1.9.3 *Radar Data Recordings*

Information from the Schiphol primary and secondary radar was also continuously recorded on tape. A videorecording of the replay of the radar tape was made, and later, the radio conversations with the aircraft were dubbed onto the videotape.

A plot of the radar tape, together with key transmissions from the radio telephony, is attached as Appendix 3.1. This plot has been transferred onto a map in Appendix 3.2.

1.10 *Airport Information*

Schiphol Airport is located to the southwest of Amsterdam. Runway 01L was in use as the preferential take off runway and runway 06 as the preferential landing runway.

After the EI AI 1862 emergency call was made and after the flight crew requested to land on Runway 27, this runway was made available and the runway and approach lighting were activated. All required services were operational.

1.11 *Flight Recorders*

1.11.1 *Digital Flight Data Recorder*

The EI AI aircraft was equipped with a Sundstrand Digital Flight Data

Recorder (DFDR). The following information applies to the DFDR:

Model : 573
Manufacture Part No. : 981-6009-011
Manufacture Ser. No. : 2793

The DFDR was removed from the accident site and transported via the Netherlands Accident Investigation Bureau in Hoofddorp to the Aircraft Accident Investigation Board (AAIB) in Farnborough, England, and from there to the Engineering Services Division of the NTSB in Washington D.C., USA.

The DFDR was found in a heavily damaged condition. The outer case suffered massive impact damage during the crash and was further damaged by post-crash fire.

The shock and heat resistant crash protection unit, which contained the DFDR tape and the tapedrive mechanism, was slightly damaged by heat and water. Some small parts of the wiring and electronic circuit boards were burned.

The tape itself was found broken at four places, where it was not wound on the reels. The tape exhibited cracks, discoloration, and contamination, particular at the section that contained the information of the last two and a half minutes of the flight. A small amount of water was also found in the crash protection unit of the recorder.

Notwithstanding this damage, a readout was accomplished on all recorded parameters. Validations were accomplished on some parameters. The data were converted into graphical plots and time correlated with the ATC time reference.

1.11.2 *Cockpit Voice Recorder*

The EI AI aircraft was equipped with a Fairchild Cockpit Voice Recorder (CVR). The following information applies to this recorder:

Model : A-100
Manufacture Part No. : 93A100-30
Manufacture Ser. No. : 4186

Despite intensive search activities to recover the CVR from the wreckage area, the recorder was not found. EI AI personnel stated that a CVR had been installed in the aircraft.

1.12 *Wreckage and Impact Information*

1.12.1 *Impact Area of the Engines and Wing Components*

Engines 3 and 4, with their related pylons, were recovered from the water at a position approximately 0.5 kilometre from the entrance to Naarden Harbour, approximately 200 meters apart.

Numerous engine cowling and reverser parts, some parts of the right wing leading edge structure, leading edge flap no. 18, a pneumatic duct and the no. 3 and 4 diagonal braces, were found on land in close proximity to the engines.

1.12.2 *Main Impact Area*

EI AI 1862 crashed into an eleven-story residential building located in a suburb of Amsterdam, the Bijlmermeer, approximately 13 kilometres east of the airport. The impact was centred at the apex of a block of apartments and debris were scattered over an area of about 400

meters wide and 600 meters long. The relative small impact area among high obstacles such as buildings and trees, indicated a very steep final flight path angle.

The scattering of fragments, in particular those of the left wing, the tail section and fragments of the cockpit, in combination with the damage of the building, indicated that the aircraft had attained a bank angle of slightly over 90° to the right and a nose down attitude of approximately 70° upon impact. The heading on impact was generally to the East.

Aircraft configuration at impact was TE flaps up, LE flaps partially extended, stabilizer trim approx 4.2 units aircraft nose up, wing gears up, body gears and nose gear in transit.

1.12.3 *Damage to Aircraft*

1.12.3.1 *Damage to Right Wing Structure*

On land, in the area to the West and Southwest of the location where engines no. 3 and 4 were recovered, several parts of the leading edge flaps and RH wing leading edge structure were recovered. The largest parts comprised a slightly damaged and partly opened LE flap and drive (no. 18), the top skin panel above pylon no. 3 and the adjacent inboard top skin panel located above the most outboard Krügerflap.

The top skin panel above pylon no. 3 showed extensive chafing from the pylon structure. Smaller parts of LE flaps and wing LE structure were found in this same area.

In the same area a slightly damaged about 2 meters long pneumatic duct of the bleed air system was found. This part is normally located in the wing leading edge, between engines no. 3 and 4.

Engine and pylon no. 3 separated from the wing and collided with engine no. 4, in an outward and rearward direction. In view of the amount of LE flaps and LE structure found, the right wing leading edge must have been damaged up to the front spar of the right hand wing over an area approximately 1 meter left of pylon no. 3 to approx 1 meter right of no. 4. It is assumed that due to the speed of the aircraft, the aerodynamic distortion and turbulence, some parts were blown off the leading edge of the right hand wing up to the front spar.

Figure 4 illustrates the estimated damage to the right hand wing.

Note: The amount of damage on the left wing leading edge after separation of pylon no. 2, from a B747 accident at Anchorage on March 31, 1993, is indicative for the amount of damage probably inflicted on the EI Al 1862 right wing leading edge.

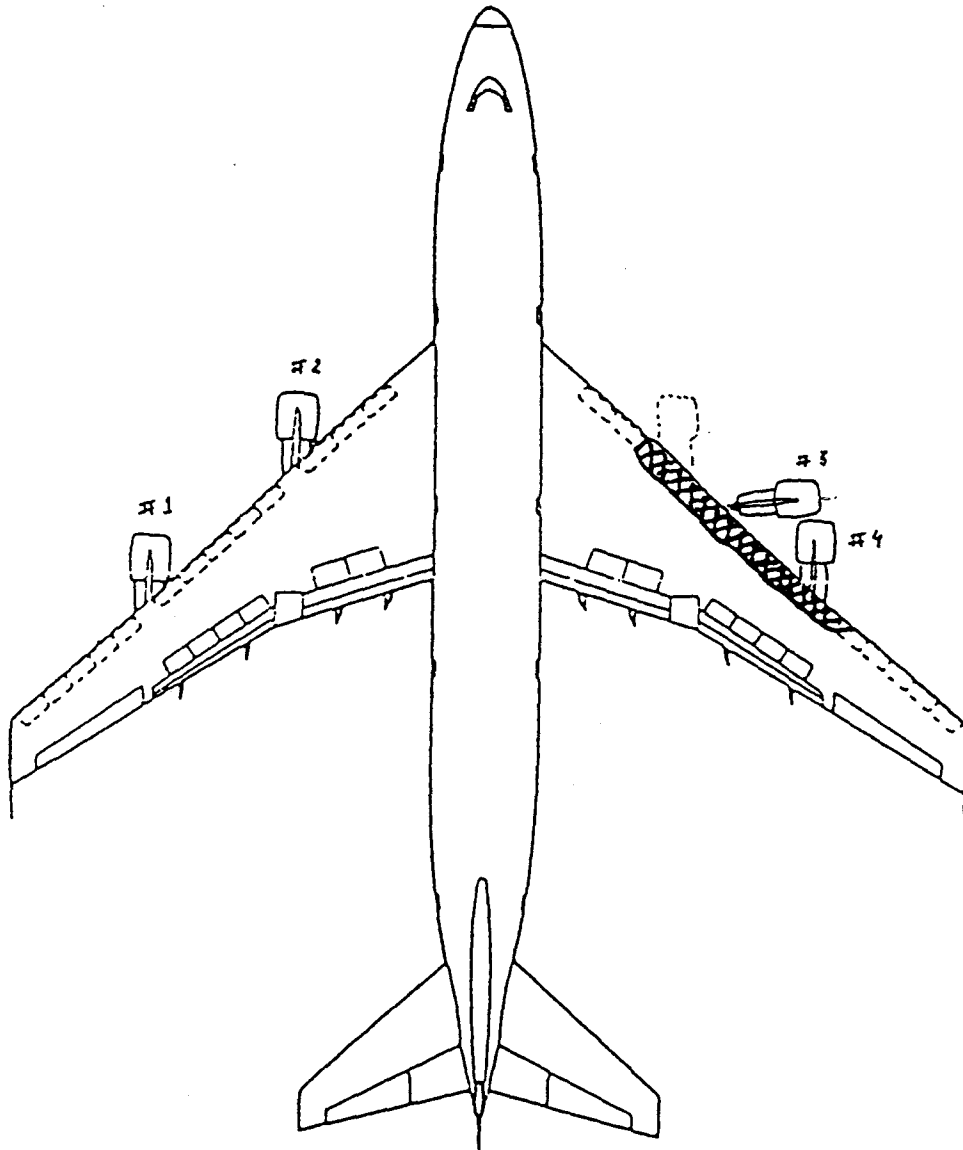


Figure 4. ESTIMATED DAMAGE TO RH WING LEADING EDGE

1.12.3.2 *Damage to Engines*

Engines no. 1 and 2

Engines no. 1 and 2 were found in the main impact area near the apartment building. Examination of the engine fragments and analysis of the damage indicated that the engines were operating at high power up to the impact with the ground.

No evidence was found of preexisting damage to the engines which might have been caused by an external or internal source.

Engines no. 3 and 4

Engines no. 3 and 4 were dredged from the lake located below the aircraft's flight path, together with the engine pylons and many parts of their nose cowls and thrust reversers.

The significant damage to the engines was external and occurred when the engines hit the water. Internal rub marks and other witness marks indicated that when the engines hit the water they were either at a low rotating speed or had stopped. Internal examination of engine 3 and 4 showed no abnormal signs of preexisting damage.

Significant fan blade tip rubbing was found at two places in the fan cases of engine 3 and 4. This kind of damage is typical of fan blade tip rubbing when the engines are at a high speed of rotation. In this case the location of the rub within the fan cases indicated a gyroscopic effect of the engine rotating parts such as the fan, the compressor and turbine disks, at engine separation.

Engine cowlings and pylons of engine no. 3 and 4

The engine no. 3 inlet was recovered from the lake below the aircraft's flight path practically intact and together with the engine, whereas engine no. 4 inlet was found in smaller parts. The pylons of engine no. 3 and 4 were still attached to the engines, however pylon no. 4 separated from its engine during recovery from the water. Matching of the engine cowling and inlet parts of engines no. 3 and 4 revealed that engine no. 3 and 4 had collided. The right hand side of engine no. 3 inlet cowling showed a circumferential dented damage pattern from a rotating part which left paint smear at the three o'clock position, caused by the engine no. 4 spinner.

Fairing seal of pylon no.3

When the wing forward beam and fairing seal of pylon no. 3 were recovered excessive chafing was noted at the wing forward beam. The question arose whether or not this amount of chafing could have been caused by the disconnection of either inboard or outboard midspar fitting. When studies carried out in relation to the "separation scenarios" showed that a fracture of either inboard or outboard midspar fitting/pin prior to the accident flight was highly improbable this issue was not further investigated.

1.12.3.3 *Damage to Hydraulic Systems*

When engines no. 3 and 4 separated from the aircraft, the no. 3 and no. 4 hydraulic systems were severely damaged. The engine no. 3 and 4 hydraulic engine driven pumps, as well as the air driven pumps and some of the system hydraulic lines, were found in close proximity to the engines in the lake below the flight path. Due to the severe damage, hydraulic systems no. 3 and 4 ceased operation, and consequently system 3 and 4 hydraulic pressure was not available to the relevant flight controls and other user systems. Figure 5 gives an overview of the remaining and lost hydraulic systems after engine separation.

Engines no. 1 and 2 and their hydraulic pumps were not damaged in flight. Due to the damage to the right hand wing pneumatic ducting, the pneumatic pressure needed for the air driven pumps in the left wing bleed air duct was lower than the normal system pressure.

1.12.3.4 *Damage to Pneumatic System*

When the engines no. 3 and 4 separated from the aircraft, the pneumatic system was severely damaged. An almost undamaged component of the right wing pneumatic bleed air duct between the engine no. 3 and 4 was found near the engines on land below the flight path. The damaged bleed air pipe ducting allowed venting of bleed air supplied by the engines no. 1 and 2.

Based on DFDR data for engine EPR and EGT it can be calculated that after engines no. 3 and 4 separated, engines 1 and 2 continued to provide enough bleed air to keep the pneumatic pressure at the airconditioning pack no. 3 valve position above the minimum required to keep this valve open. This valve automatically closes when pressure in the duct drops below 8 psi. The DFDR data indicates that the pack no. 3 valve did not close after engine separation. This also indicates that the pressure in the duct remained above 8 psi. This means that the wing isolation valves were in the open position.

1.12.3.5 *Damage to Electrical System*

After engine no. 3 and engine no. 4 separated from the aircraft the electrical power supply from generator no. 3 and no. 4 was lost.

DFDR data show that in general however electrical power remained available to all electric and electronic systems. However some erroneous instrument indications may have been possible.

1.12.3.6 *Damage to Fuel System*

When the engines broke away from the right wing, the engine fuel supply lines were ruptured. As no parts of the engine fuel shut off valves and the associated section of the right hand wing front spar were recovered, it could not be determined if the separation of the engines led to damage to the fuel shutoff valve actuator motors. These are mounted on the front spar of the wing. Damage to the fuel system piping could have resulted in loss of fuel being pumped from the tank through the fuel manifolds and engine fuel shut off valve on the front wing spar.

1.12.3.7 *Damage to Fire Detection and Extinguishing Systems*

Damage to fire detection loops after engine separation resulted probably in electrical short cuts which caused fault-fault indications and subsequent fire warnings. Fire warning at engine

HYDRAULIC SYSTEMS

FUNCTIONAL

LOST

SYSTEM NO. 1	SYSTEM NO. 2		SYSTEM NO. 3	SYSTEM NO. 4	
LEFT OUTBOARD AILERON LEFT INBOARD AILERON LEFT CENTRAL CONTROL ACTUATOR	LEFT OUTBOARD AILERON RIGHT INBOARD AILERON LEFT CENTRAL CONTROL ACTUATOR SPOILERS 2, 3, 10, 11		RIGHT OUTBOARD AILERON LEFT INBOARD AILERON RIGHT CENTRAL CONTROL ACTUATOR SPOILERS 1, 4, 9, 12	RIGHT OUTBOARD AILERON RIGHT INBOARD AILERON RIGHT CENTRAL CONTROL ACTUATOR SPOILERS 5, 8	ROLL
LEFT OUTBOARD ELEVATOR RIGHT INBOARD ELEVATOR	LEFT OUTBOARD ELEVATOR RIGHT INBOARD ELEVATOR STABILIZER PITCH TRIM (*)		RIGHT OUTBOARD ELEVATOR LEFT INBOARD ELEVATOR STABILIZER PITCH TRIM	RIGHT OUTBOARD ELEVATOR LEFT INBOARD ELEVATOR	PITCH (*) <i>half rate</i>
UPPER RUDDER	LOWER RUDDER		UPPER RUDDER	LOWER RUDDER	YAW
INBOARD TE FLAPS				OUTBOARD TE FLAPS	FLAP
AFT MAIN GEAR ACTUATOR NOSE GEAR ACTUATOR				FORWARD MAIN GEAR ACTUATOR	GEAR
NOSE GEAR STEERING				SPOILERS 6, 7	GROUND USERS
NORMAL BRAKES (SECONDARY)	RESERVE BRAKES			NORMAL BRAKES (PRIMARY)	

Figure 5. REMAINING AND LOST HYDRAULIC SYSTEMS

no. 3 was reported by the flight crew. It is not known if the engine fire warning continued during the remainder of the flight nor if the bottle discharge light was illuminated in the cockpit.

1.13 *Medical and Pathological Information*

All pathological investigation was made for the purpose of identification.

1.14 *Fire*

1.14.1 *Fire on Board*

Examination of the separated engines no. 3 and 4, their associated pylons and parts of the structure that broke off the aircraft at engine separation, did not show any signs of fire or soot.

After engine separation some witnesses reported a short, sparklike fire which extinguished shortly afterwards. No fire was noticed on the aircraft during its subsequent flight apart from two not confirmed witness reports about fire just prior to impact.

1.14.2 *Fire on the Ground*

Upon impact with the apartment buildings and the ground the aircraft disintegrated. The spilled fuel resulted in explosion. Aircraft debris and burning fuel were thrown over an area of about 400 meters wide and 600 meters long. The burning fuel set fire to a number of adjacent apartments. Additional damage to the apartments occurred because of the blast of the explosion. A large amount of the aircraft wreckage was consumed by fire.

1.14.3 *Fire Brigade Response on the Airport*

The Airport fire brigade unit "Sloten" was told that a B747 was returning to Schiphol Airport with engine problems. The unit, consisting of three MAC 11 vehicles, one SAV vehicle and 11 firefighters, went to the readiness positions for Runway 06, the preferential landing runway. The unit was in position within one minute of notification.

When the message was received that El Al 1862 was intending to land on Runway 27, the unit moved to the readiness positions for that runway. After sighting a large fireball to the east the fire brigade unit was directed to the scene of the accident.

1.14.4 *Fire Brigade Response Outside the Airport*

Four airport fire brigade vehicles in coordination with the Amsterdam City fire brigade started fire fighting activities after arriving at the scene of the accident.

The main fire was under control within several minutes, using foam.

1.15 *Survival Aspects*

The accident was not survivable for the persons on board of El Al 1862 because of the impact forces and the ensuing explosion and fire.

1.16 *Tests and Research*

Note: Test and research efforts were directed to investigate the recovered parts of the pylon. Only in a later stage of the investigation it became clear that probably a not recovered part failed first.

1.16.1 *Metallurgic Investigation of Outboard Midspar Fuse Pin*

At the accident site, a section of the outboard wing support fitting (inboard side only) was recovered with the central part of the outboard midspar fuse pin in place. The inboard fracture surface failed in shear, while the outboard fracture surface exhibited signs of metal-fatigue.

The Dutch National Aerospace Laboratory was contracted to carry out a metallurgic investigation of the fuse pin. The results of this investigation are contained in report CR 93030 C: "Investigation of the Outboard Midspar Fuse Pin from the Pylon of Engine #3 of EI AI 1862". The laboratory concluded the following:

1. A large fatigue crack was present at the outboard location of minimum wall thickness of the fuse pin, which was of the "bottle bore" configuration. This fatigue crack was up to 4 millimetre in depth and encompassed about 50 % of the inside circumference.
2. The fatigue crack had developed from multiple initiation sites along poor quality machining grooves. There was no evidence of corrosion pitting that could have contributed to fatigue initiation.
3. The material of the fuse pin met the chemistry specification for 4330 M steel. However, hardness measurements indicated that the tensile strength was about 117 ksi, which is lower than the specified range of 126 – 139 ksi.

It should be noted that a low hardness does not mean the pin was understrength, because sometimes the final machine cut is adjusted based on the testing conducted in the sampling process.

Boeing also carried out a metallurgic investigation of the fuse pin. The Boeing findings concur with the NLR findings.

Boeing was able to derive a crack growth curve of the fatigue fracture surface as a function of total airplane cycles (flight cycles) versus crack depth.

Based on this curve Boeing concludes that at the last inspection of the fuse pin, 257 flights before the accident flight, the fatigue crack would have had a depth of .14 inch. As the ultrasonic reference depth is .085 inch a detectable crack existed at the last inspection.

EI AI however contests the Boeing findings regarding the crack growth data.

EI AI is of the opinion that the redistribution of loads after the initial failure in the inboard midspar fitting lug resulted in a significant increase in crack growth rate during a number of flights and that it is therefore conceivable that the crack was of less than detectable length at the last ultrasonic inspection.

The NLR was requested to comment on this fundamental difference of opinion between Boeing and EI AI regarding the interpretation of the striation count of the fatigue crack in the outboard midspar fuse pin.

The NLR concludes that: "The intermediate markings between 'heavy striations' cannot be interpreted unambiguously".

1.16.2 *Metallurgic Investigation of Inboard Midspar Fitting Lug*

The inboard midspar fitting of pylon no. 3, with some attachment structure, was recovered from the Gooimeer. The outboard lug of the clevis fitting had failed. The National Aerospace Laboratory was also contracted to examine this part and the results are contained in their report CR 92454 C: "Investigation of the Inboard Midspar Fitting of Engine no. 3 of EI Al 1862". The results of this investigation can be summarized as follows:

1. In all probability the lug fractured and failed by overload, under a combination of bending and tensile loads. The caveat "In all probability" is considered necessary because the fracture surface details had been almost completely destroyed by corrosion, most probably as a consequence of immersion in the water.
2. Checks of the lug material, 4330 M low-alloy high-strength steel showed that it met the requirements of hardness, tensile strength and chemistry. The steel microstructure was also satisfactory.

Boeing also carried out a metallurgic investigation of the lug and came to the same conclusions as the Aerospace Laboratory, saying, "The lug fracture was determined to be ductile (i.e. no fatigue) and appears to have resulted from tension and to a lesser extent from lateral bending."

1.16.3 *Bird Impact*

A detailed study into bird migration during the flight of the accident aircraft was made by the expert of the Royal Netherlands Air Force. The study revealed heavy bird migration in the Schiphol area during the 14 minute flight of the aircraft, and birds could be found up to an altitude of 5,000 feet.

The chances of a bird impact were considered at its maximum just after take off, and were estimated to be lower at the altitude of 6,000 feet and above.

Engines no. 3 and 4 and all the parts from the leading edge of the right hand wing were examined under ultraviolet light and via chemical tests. The internal and external examination of engine no. 3 and 4 and of the engine cowlings showed no evidence of bird impact.

Examination of variable camber flap 18 and two parts of the right wing leading edge structure showed signs of possible bird impact, however, laboratory analysis could not determine whether the deposits on the parts were of animal nature. In some cases there was not enough material to test, and in all cases, the parts had been exposed to sunlight and water for a too long period of time. Some bird feathers were found on a leading edge part that probably belonged to the left wing. This part was found at the crash site. Chemical analysis by the Zoological Institute of the University of Amsterdam confirmed that the remnants indicated a pigeon.

1.16.4 *Sabotage*

A detailed investigation into the possibility of sabotage was performed. Details including the type of cargo, the dispatching of the airplane, various security aspects and general maintenance activities were examined. The engines and pylons were visually inspected for signs of high energy explosion or other sabotage. Also, several airplane structural parts and foreign objects associated

with the wreckage were subjected to chemo analysis with negative results. No evidence of sabotage was found.

1.16.5 *Trajectory Engine No. 3*

Boeing studied engine trajectories for a variety of fuse pin release scenarios and thrust levels. The strut and engine were treated as rigid bodies, while the upper link and diagonal brace were modelled as beams. The midspar fuse pins and fittings were modelled as zero length springs. Dynamic loads noted during the release sequence scenario 4 that more than one fitting would need to be below strength for a pylon release to occur. The study indicated that most of the no. 3 pylon fuse pin release sequence scenarios resulted in the no. 3 engine striking the no. 4 engine, but not necessarily in the orientation noted during the EI Al accident.

The release sequence that came the closest to the EI Al trajectory was inboard midspar fitting failure, followed by outboard midspar fitting failure, upper link failure, and finally diagonal brace failure.

2. ANALYSIS

2.1 General

The flightcrew was trained and certificated in accordance with appropriate Israeli CAA, EI Al and Industry standard requirements and procedures.

The airplane was inspected and maintained in accordance with EI Al and Boeing maintenance procedures.

Meteorological conditions and navigation and communication facilities did not contribute to the accident.

The Board determined that the accident sequence was initiated by the in-flight separation of the no. 3 engine pylon from the wing. The Board's investigation examined the probable causes for this separation and the probable causes for the subsequent loss of control.

The Board's analysis of this accident included an evaluation of:

- evidence to determine the initial failure origin;
- the design and certification of the fused pylon concept;
- the effectiveness of FAA's supervision on continuing airworthiness;
- performance of the flightcrew;
- ATC services;
- actions taken since the accident.

2.2 Engine Pylon Separation

At the time of the accident the airplane had a valid Certificate of Airworthiness. The maintenance transit check was properly carried out at Schiphol Airport. No defects were recorded which could have played a role in the accident.

External and internal examination of the engines showed that all damage was either a result of gyroscopic effects during pylon separation or the impact of engine no. 3 with engine no. 4 and/or the impact of the engines with the water. No physical evidence was found inside the engines indicating that a surge could have occurred. Also examination of the EI Al maintenance records and DFDR data from before the accident flight revealed no signs of surges.

The possibility of sabotage was examined by several police and security agencies familiar with sabotage techniques and terrorist activity. No evidence of sabotage was found.

The Board therefore concluded that the separation of the engine pylon was caused by a failure of connecting components that attach the pylon to the wing of the airplane.

To determine the initial failure origin a total of 9 different scenarios were identified each of which could lead to the separation of the engine pylon from the wing.

Separation Scenarios:

1. Upper link/pin fractured or disconnected first;
2. Inboard midspar fitting/pin fractured or disconnected first;
3. Outboard midspar fitting/pin fractured or disconnected first;
4. Simultaneous fracture or disconnection of both the inboard and outboard midspar fitting/pins;
5. Diagonal brace/pin fractured or disconnected first;

6. Massive static overload occurred;
7. Bird impact occurred;
8. Engine seizure occurred;
9. Side brace fractured or disconnected first.

Scenarios 4 through 9 were eliminated as viable options. The reasons are summarized below:

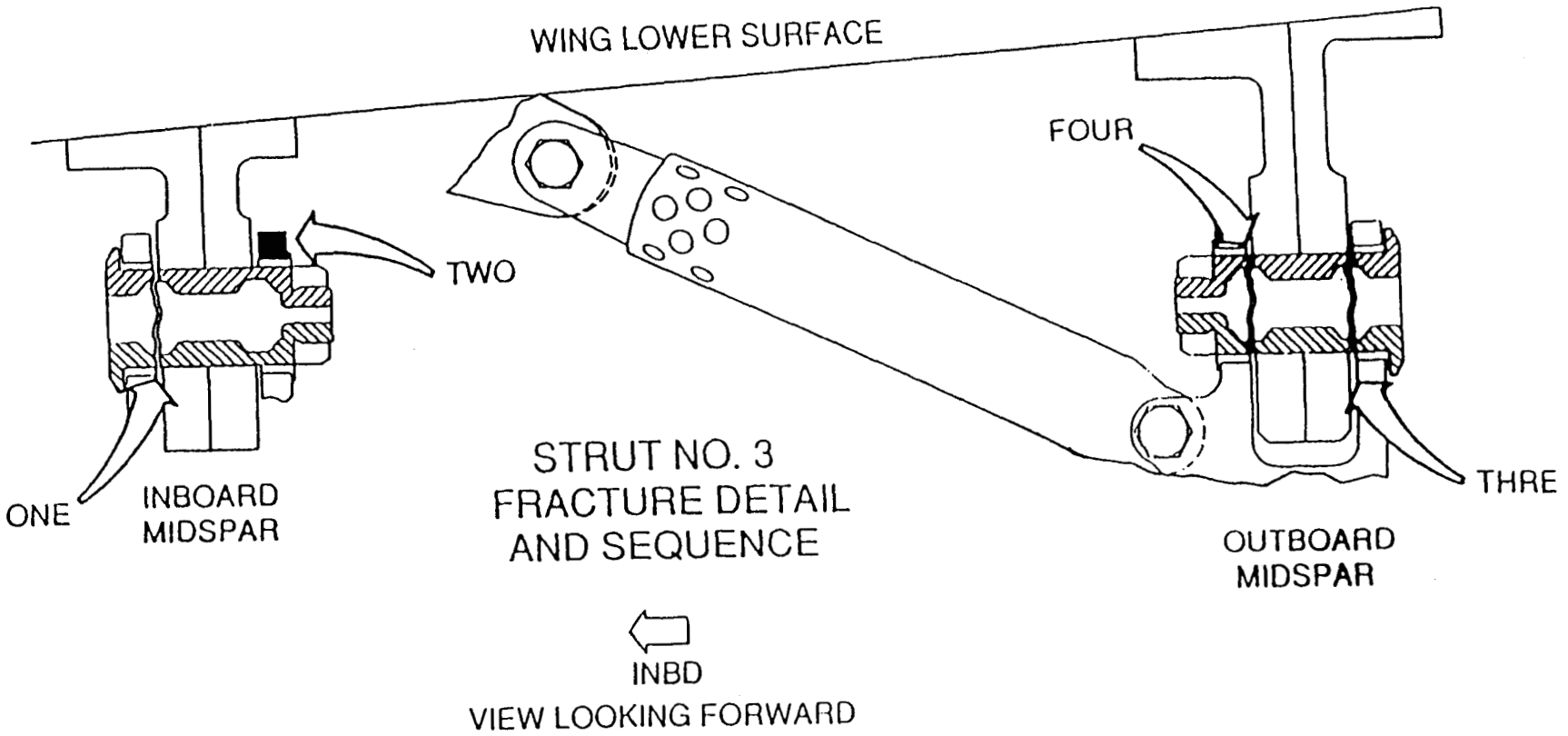
- Scenario 4: only a large overload in lateral direction could have caused this type of failure. There was no evidence on the DFDR that any unusual load occurred.
- Scenario 5: examination of the diagonal brace and its attachments indicate that the disconnection was due to overload at engine separation.
- Scenario 6: there was no indication of any unusual loading on the DFDR.
- Scenario 7: no evidence of foreign object damage, e.g. bird impact, to the engine prior to the separation was found.
- Scenario 8: examination of the engine indicated that the fan was rotating at the time of separation, therefore no engine seizure could have occurred.
- Scenario 9: examination of the side brace and its attachment indicated that the disconnection was due to an overload at engine separation.

As the upper part of the upper link and corresponding fitting was not recovered the question arose whether or not this link was properly attached at the time of the separation. By means of a stress analysis it was shown that the fracture of the upper link in the noted bending/torsion mode could only have occurred if the wing-end pin was in place and intact. Scenario 1 could therefore be eliminated.

The elimination process resulted thus in two possible remaining scenarios. The approach taken for the further evaluation of these scenarios was mainly one of deduction, augmented with stress and load analysis. Using this approach it could be proven that a separation initiated by a failure in the outboard midspar fitting was highly improbable.

The inboard midspar fitting was recovered. The outboard lug of the fitting had fractured with a 150 degrees segment of the lug missing. The lug fracture was determined to be ductile (i.e. no fatigue) and appeared to have resulted primarily from tension and to a lesser extent from lateral bending. The ductile failure can only be explained if it was eccentrically loaded. For this to occur the inboard shear face of the fuse pin must have sheared first in order to subject the lug to an eccentric load.

Figure 6. PROBABLE SEPARATION SEQUENCE



As there is no in service evidence that the El Al airplane experienced a static overload preceding the accident it is assumed that the inboard shear face of the fuse pin was initially fatigued and then failed under normal flight conditions.

Based on this assumption separation scenario 2 was further developed with regard to the question whether the failure did occur before the fatal flight or during this flight.

Figure 6 shows pylon no. 3 fracture details for scenario 2 and the sequence of each fracture in time numbered 1, 2, 3 and 4.

By applying the methodology as explained above, it can be proven that a fracture of the inboard fuse pin before the start of the flight out of Schiphol Airport is highly improbable. The load carrying capability of the remaining structural elements, taking into account dynamic effects, is sufficient to carry the redistributed loads.

Therefore the scenario which is most likely, is (1) a fracture initiated by a fatigue crack of the shear face of the inboard midspar fuse pin. This was followed by (2) a sequential failure of the outboard lug of the inboard midspar fitting. Then (3) the outboard shear face. Finally (4) the inboard shear face of the outboard midspar fuse pin. The subsequent pylon engine separation occurred during the flight out of Schiphol Airport at 6500 feet and at an IAS of 267 knots.

2.3 *Design and Certification Assessment*

As outlined in paragraph 1.6.3.1 the pylon is designed to break cleanly away from the wing.

The certification basis of the Boeing 747 includes a Fatigue Evaluation of Flight Structure as laid down by FAR part 25.571 Am.8. This evaluation requires that:

“Those parts of the structure (including wings, fixed and movable control surfaces, the fuselage and their related primary attachments), whose failure could result in catastrophic failure of the airplane, must be evaluated under the provisions of either paragraph (b), Fatigue Strength, or (c), Fail-safe Strength of this section.”

Based on the similar fuse pin design of the Boeing 707, Boeing concluded that the fused pylon concept effectively protected wing structure and fuel tanks against consequences of pylon overloads. A detailed fail-safe analysis of this nacelle and pylon concept was made by Boeing. This analysis addressed all critical load conditions resulting from abnormal flight or landing conditions.

It should be noted that the report does not address the specific fail-safe load analysis assuming a fatigue failure or obvious partial failure of a single principle structural element.

It is important to note that during type certification a then state-of-the-art fatigue analysis of the pylon structure was performed by Boeing in order to establish the maintenance requirements for the Boeing 747. In real life this did not turn out to be sufficiently reliable. At that time full scale testing was not part of the USA airplane certification process.

Boeing did not conduct any structural testing of the pylon to positively determine its static strength, fatigue and fail-safe characteristics. The FAA accepted Boeing's contention that since the Boeing 707 pylon had proved reliable, the nearly identical design of the Boeing 747 pylon would also be reliable. Therefore on the date of type certifi-

cation the nacelle and pylon design met all applicable airworthiness requirements.

The supervision of the continued airworthiness of the Boeing 747 type design is a responsibility of the FAA. This organization carries out its responsibility mainly by issuing Airworthiness Directives, many of which were originally Boeing Service Bulletins. In case of the Boeing 747 the FAA issued a large number of AD's addressing numerous fatigue problems in the pylon structure, including fuse pins, lugs and fittings. Nevertheless, new cracks and failures were discovered frequently, giving doubt about the ultimate strength of the structure.

In addition to the fatigue problems, a static problem was identified in service. On several occasions so-called crank-shafting of fuse pins was reported. Apparently a plastic deformation of the fuse pins can occur at operational load conditions.

Over a time period of 15 months three pylons (China Airlines, El Al and Evergreen) have failed in flight, resulting in two fatal and one serious accident.

The original design together with the continuous airworthiness measures and the associated inspection system did not guarantee the minimum required level of safety of the Boeing 747 at the time of the accident.

2.4 *Final loss of Control*

The analysis concerns the controllability and performance aspects of the airplane.

2.4.1 *Controllability*

Assuming a fixed rudder deflection an increase in thrust asymmetry generates a yaw, resulting in a sideslip which in turn induces a roll moment. These motions can be controlled by:

- a rudder deflection to stop the yaw;
- a lateral control deflection to stop the roll;
- a thrust reduction.

Loss of part of the leading edge flaps and damage of the right wing results in a change in lift generating capability of that wing. At small angles of attack the lift on both wings is essentially equal, at higher angles of attack the increase of lift on the damaged wing is less than the increase in lift on the undamaged wing. An increase in angle of attack will therefore generate a roll moment. In the case of El Al 1862 this increase caused bank steepening during the right turns in the direction of the damaged wing. This effect was confirmed by DFDR data.

In general modern airplanes have adequate control capability to turn in either direction in a two engine inoperative situation.

However turning into the direction of the functioning engines will create a flight condition with more margin. It is recommended to emphasize this basic knowledge during training.

2.4.2 *Performance*

An energy analysis was performed based upon altitude and airspeed data from the DFDR. It should be realised that this method does not allow extrapolation of performance capabilities in other conditions than those encountered during this flight. Based on this analysis the following conclusions can be made:

- Marginal level flight capability was available at 270 knots and go-around power with a limited manoeuvring capability;
- At MCT thrust and 270 knots IAS there was no level flight capability;
- Performance degraded below about 260 knots at increased angles of attack. Deceleration to 256 knots resulted in a considerable sink rate.

It is therefore believed that the performance deterioration at increased angles of attack is the most likely explanation for the advancement of the throttles during the final stage of the flight.

2.4.3 *Synthesis*

After separation of the engines and pylons the crew flew the aircraft in the following condition:

1. RH wing leading edge severely damaged.
2. RH wing leading edge flaps partly lost.
3. RH outboard aileron floating at 5 degrees trailing edge up.
4. limited roll control due to:
 - no outboard aileron available;
 - spoiler system partly available.
5. limited rudder control due to lagging behind of lower rudder for unknown reasons.
6. RH inboard aileron probably less effective due to disturbed airflow created by damage of the wing leading edge and loss of pylon no. 3.
7. engine no. 1 and 2 at high thrust settings.

Until the last phase of the flight aircraft control was possible but extremely difficult. The aircraft was in a right turn to intercept the localizer and the crew was preparing for the final approach and may have selected the leading edge flaps electrically. During the last minute the following occurred as can be derived from DFDR data. The aircraft decelerated when the pitch attitude was increased probably to reduce the rate of descent.

The associated increase in angle of attack caused an increased drag. Additional drag of a sideslip and possible extended leading edge flaps resulted in a further speed decay. This speed decay was probably the reason to increase thrust on the two remaining engines no. 1 and 2.

All this generated an increased roll moment to the right by:

1. asymmetric lift generation at increased angle of attack
2. high thrust asymmetry
3. loss of aerodynamic efficiency of the RH inboard aileron at increased angle of attack
4. possible asymmetric lift due to leading edge flaps operation.

The resulting roll moment exceeded the available roll control.

Near the end of the flight the crew was clearly confronted with a dilemma. On the one hand they needed extra thrust to decrease the rate of descent and maintain speed, on the other hand the higher thrust increased the control difficulties. In general, in case of degraded performance, thrust should be confined to that level at which aircraft control can be maintained.

2.5 *Performance of the Flight Crew*

This part of the investigation was hampered by the lack of CVR infor-

mation. Apart from the available factual information, deduction based on general airline flying knowledge and Boeing 747 flying experience was used to achieve a best estimate of what happened in the cockpit after engine separation.

The DFDR revealed that during the manoeuvring of the airplane the limited availability of the flight controls obliged the captain to use up to full rudder pedal deflection and various control wheel deflections between 20 and 60 degrees to the left.

The Boeing training manual states that in an asymmetric flight condition with two engines inoperative on one side there should be enough rudder authority to allow the control wheel to be almost neutral up to MCT at manoeuvring speed.

During investigation in the Boeing simulator it was noted that with flaps up (which locks out the outboard ailerons) under the above mentioned conditions and with maximum rudder deflection approx. 30 degrees left wing down control wheel deflection was needed to maintain straight flight.

In the case of EI AI 1862 the damage to the right wing and the upfloating right outboard aileron required even more left wing down control wheel deflection. This can be observed on the DFDR and was also noticed during simulator investigation.

This supports the hypothesis that the crew faced a very unusual situation. At 260 knots the airplane was almost out of control with full deflected rudder and 60 to 70% of maximum lateral control. This was very different from what the crew would expect from their knowledge of and experience with an aircraft with two engines inoperative.

When EI AI 1862 departed from Schiphol Airport the captain was the pilot not flying (PNF) and was identified communicating with ATC until the moment that engines no. 3 and 4 separated from the right wing. The "mayday" call and the following radiocommunication were identified as being done by the first officer. The captain clearly took over control and kept control of the airplane throughout the remainder of the flight.

With respect to resource management at the flightdeck the Board is of the opinion that in general the captain is in a better (management) position when he can leave or delegate control of the airplane to a fully qualified first officer.

Given the severe controllability problems the Board respects the decision of the captain to take over control despite the fact that the first officer was fully qualified. The Board also realizes that the situation did not stabilize in such a way that the captain could reasonably return control to first officer.

Within one minute after engine separation the crew decided to return immediately and to land on runway 27, in spite of the unfavourable wind conditions for this runway. The crew may have been urged to this decision for the following reasons:

- the possibility of having been hit by a missile causing a quickly deteriorating situation;
- the believe that they were experiencing one or two uncontrollable engine fires with the possibility that these fire(s) would burn into the wing;
- the assumption that the airplane was too heavy to maintain straight and level flight;
- the crew was familiar with Schiphol Airport, knew the lay-out of the runways and knew that runway 27 was the longest and the nearest available runway.

The captain's decision to land on runway 27, despite the fact that this was not the runway in use, was an understandable decision under the circumstances.

The decision to land as soon as possible committed the crew to perform under extreme time constraints. The complexity of the emergency on the other hand called for time consuming and partly conflicting checklist procedures. Warnings and indications in the cockpit were most likely compelling and confusing. Furthermore the pilots were confronted with a controllability and performance situation which was completely unknown to them and they were not in a position to make a correct assessment. The Board is of the opinion that given the situation of the crew as described above and the marginal controllability the possibility for a safe landing was highly improbable, if not virtually impossible.

2.6 ATC Performance

Although Air Traffic Control was not a contributing factor to the accident the Board believes that improvements can be made with regard to the handling of in-flight emergencies:

The exchange of information was at times inadequate. The crew only gave sparse information concerning their problems and intentions. The controller occasionally used nonstandard phraseology which was not as explicit or understandable as would be desirable in an emergency situation. In these situations crews most certainly are working under extreme workload conditions and the controllers may feel reluctant to interfere with a crew involved in an emergency situation. However pilots and ATC personnel should be aware that for the adequate handling of an emergency it is vital to use standard phraseology and to exchange all necessary information about the urgency and the severity of the situation.

ATC was confronted with the unexpected intention of the crew to land on runway 27 instead of the runway in use (runway 06), the runway to which the crew initially was directed. The attempt of the controller to position the airplane by radar vectoring to a point 12 NM on the localizer for runway 27 was not completely successful. A wider than normal set-up of the circuit would have better allowed for the possible steering errors and slow reactions to heading changes which occurred and which may be expected in emergency situations.

During the procedure to vector the airplane for runway 27 it flew over the city of Amsterdam. The Board is fully aware of the responsibility and authority of the captain of an airplane in distress. The Board also realizes that after the declaration of an emergency ATC recognizes as its main task, the assistance of the crew in its efforts to recover the airplane.

However, the Board feels that in the handling of emergency situations not only the safety of airplane and passengers but also the possible risk to third parties should be taken into account.

Information regarding the separation of both engines no. 3 and 4 did not reach the ATC controllers concerned with the emergency and was therefore not relayed to the crew.

Although it remains questionable if, when relayed, this knowledge would have changed the course of events, it could have given the crew at least a better understanding of the unusual situation.

2.7 *Actions Taken Since the Accident*

When it became evident that also the "bulkhead style" fuse pin was not only prone to corrosion but also cracked under service conditions, Boeing decided in November 1992 to develop a new design of the fuse pin taking into account the following design objectives:

- static strength should be increased to such a level that the design loads for abnormal flight conditions could be met without a failure of the fuse pin. However, in case of wheels-up landing the wing should not be damaged in order to prevent fuel spillage;
- the fatigue life and crack growth life should be increased to such a value that fatigue cracking should not occur throughout the life of the airplane and inspection intervals should be sufficiently long;
- the new fuse pin should not be prone to any corrosion in order to fulfil the fatigue life objective;
- the manufacturing process should be easy to control and not result in, for example, tooling marks which could initiate fatigue cracking.

Based on the above listed design requirements Boeing developed a stainless steel fuse pin with a considerably improved fatigue and crack growth life. Furthermore the static strength and fatigue and crack growth analysis will be supported by tests.

When the inboard midspar fitting of the China Airlines Boeing 747 was recovered it became evident that both lugs had failed due to fatigue and after assessing the damage to the wing leading edge of the Evergreen Boeing 747 caused by the separation of engine no. 2, Boeing decided that the Boeing 747 should meet the fail-safe requirements with respect to pylon-to-wing attachment.

As a consequence Boeing re-assessed the current pylon design in order to meet the fail-safe requirements. The hardware fix currently proposed by Boeing will add an additional link to the midspar mounting in order to meet the fail-safe requirements. Extensive local redesign of the pylon structure should eliminate most of the currently effective inspections. The diagonal brace and upper link will be replaced by designs with a higher load carrying capability.

The Board is of the opinion that:

- a full scale test should be carried out for the redesigned pylon to qualify static, fatigue and fail safe characteristics;
- an extensive flight load measurement program involving revenue flights should be accomplished in order to gain a better knowledge of the actual loads on the pylon structure.

Boeing's intended modification program will probably start somewhere in the second quarter of 1994 and will require somewhere between 12 and 17 days down time and about 10.000 man hours per airplane. Total time to modify all Boeing 747 airplanes will be 5 to 7 years.

In the interim, safety of the fleet of not yet modified airplanes will be guaranteed by:

- new stainless steel fuse pins;
- adapted inspection program for the lugs;
- use of a newly developed ultrasonic sensor, able to detect smaller cracks.

3 CONCLUSIONS

3.1 Findings

1. The airplane was inspected and maintained in accordance with EI Al and Boeing maintenance procedures.
2. The flight crew was trained and certificated in accordance with appropriate Israeli CAA, EI Al, and industry standard procedures.
3. At an altitude of about 6,500 feet the no. 3 pylon failed, this pylon and no. 3 engine separated from the right wing.
4. The no. 3 engine struck the no. 4 engine, causing the – no. 4 pylon and engine to separate from the wing.
5. The leading edge flaps and a portion of the fixed leading edge of the wing back to the front spar were extensively damaged. The no. 3 and 4 hydraulic systems were completely and the pneumatic system was partially disabled.
6. The flight crew reported a fire on the no. 3 engine to ATC. Given the system logic a fire warning may have been the result of a double fault indication of the system.
7. Due to the limited field of view from the cockpit to the wing area the flight crew was not able to observe the separation of the no. 3 engine nor the damage to the wing.
8. Performance and controllability were so severely limited that the airplane was marginally flyable.
9. Current standard industry training requirements and procedures do not cover complex emergencies like encountered by EI Al 1862.
10. After declaring an inflight emergency, the flight crew decided to return to Schiphol Airport immediately and land on runway 27, although runway 06 was in use for landing.
11. Because the airplane became too high and too close to the airport to accomplish a straight-in landing, the flight crew was vectored through an approximate 360 degree pattern of descending turns to intercept the final approach course.
12. During the vectoring to the final approach, the flight crew stated to air traffic control that they were experiencing problems with the aircraft's flaps. Shortly before intercepting the final approach they reported controlling problems.
13. During preparation for final approach speed reduction made the airplane exceed the limits of its remaining control capability. The airplane crashed into an apartment complex.
14. Exchange of information between EI Al 1862 and ATC was not always adequate.
15. The effectiveness of the fused pylon concept in protecting the wing structure and fuel tanks against the consequences of pylon overloads was based on the history of the similar fuse-pin design of the Boeing 707.

16. Certification of the B 747 pylon included a fail-safe analysis of the nacelle and pylon concept. At that time this analysis however did not address the specific fail-safe requirement assuming a fatigue failure or partial failure of a single structural element.
17. A then state-of-the-art fatigue analysis of the pylon structure was made to establish the maintenance requirements. In real life this did not turn out to be sufficiently reliable. From August 1979 on a large number of S.B.'s and A.D.'s were issued addressing numerous fatigue problems in the pylon structure including fuse-pins, lugs and fittings.
18. Inspection and analysis performed by specialists on recovered vital parts of the pylon construction revealed severe damage due to fatigue.
19. No firm conclusion could be drawn whether or not the fatigue crack in the outboard midspar fuse pin was detectable at the last ultrasonic inspection.
20. After analysing the possibilities it is assumed that the separation was initiated by a fatigue crack in the inboard shear face of the fuse-pin in the inboard midspar fitting.
21. Over a period of 15 months, three pylons have failed in flight, resulting in two fatal and one serious accident. The original type design together with the continuous airworthiness measures and associated inspection system did not guarantee the minimum required level of safety of the Boeing 747.

3.2 *Probable Causes*

The design and certification of the B 747 pylon was found to be inadequate to provide the required level of safety. Furthermore the system to ensure structural integrity by inspection failed. This ultimately caused – probably initiated by fatigue in the inboard midspar fuse-pin – the no. 3 pylon and engine to separate from the wing in such a way that the no. 4 pylon and engine were torn off, part of the leading edge of the wing was damaged and the use of several systems was lost or limited.

This subsequently left the flight crew with very limited control of the airplane. Because of the marginal controllability a safe landing became highly improbable, if not virtually impossible.

4 RECOMMENDATIONS

- 4.1 Redesign the B747 pylon structure including attachment to engine and wing. All SB's and AD's should be terminated after the redesign.
- 4.2 The redesign program for the pylon should include a full scale fatigue and failsafe test.
- 4.3 A large scale inflight fleet-wide fatigue load measurement program should be carried out, both on wing, fuselage, and fin mounted engines in order to establish more realistic load spectra for fatigue evaluations.
- 4.4 Review present methods of controlling structural integrity, such as non destructive inspection techniques and airworthiness directive requirements, in the current design B747 pylon assembly.
- 4.5 If a structural design concept is used as the basis for the certification of another design, in-service safety problems for both designs should be cross-referenced.
- 4.6 Evaluate and where necessary improve the training and knowledge of flight crews concerning factors affecting aircraft control when flying in asymmetrical conditions such as with one or more engines inoperative including:
 - advantages and disadvantages of direction of turn
 - limitation of bank;
 - use of thrust in order to maintain controllability;
- 4.7 Evaluate and where necessary improve the training and knowledge of flight crews in cockpit resource management in order to prepare them for multiple systems failures, conflicting checklist requirements and other beyond abnormal situations.
- 4.8 Expand the information on inflight emergencies in appropriate guidance material to include advice how to insure that pilots and air traffic controllers are aware of the importance to exchange information in case of inflight emergencies. The use of standard phraseology should be emphasized.
- 4.9 Evaluate and where necessary develop common guidelines on emergency procedures and phraseology to be used between ATC, Fire Brigade, Airport Authorities and RCC.
- 4.10 Expand the training of pilots and ATC personnel to include the awareness that in the handling of emergency situations not only the safety of airplane/passengers but also the risk to third parties especially residential areas should be considered.

-
- 4.11 Review design philosophy of fire warning systems, to preclude false warnings upon engine separation.
 - 4.12 Review flight control design to ensure that flight control surfaces do not contribute adversely to airplane control in case of loss of power to a control surface.
 - 4.13 Fire resistance of DFDR and CVR should be improved.
 - 4.14 Investigate the advantages of installation cameras for external inspection of the airplane from the flightdeck.
-

ICAO Note.— Figures 1 to 3, Section 1.17 and the Appendices were not reproduced.

ICAO Ref.: 0124/92.

McDonnell-Douglas DC-10-30F, PH-MBN, accident at Faro Airport, Portugal, on 21 December 1992. Report released by the Directorate General of Civil Aviation, Portugal.

RESUMO DO ACIDENTE

No dia 21 de Dezembro de 1992, a aeronave DC-10-30F, matrícula PH-MBN, com 327 passageiros e 13 tripulantes a bordo, efectuava a aproximação à pista 11 do Aeroporto de Faro para aterrar.

O aeroporto estava a ser atingido por uma linha de convergência com predomínio de cumulonimbos que deram origem a aguaceiros, por vezes intensos, e trovoadas.

A aeronave efectuou uma aterragem dura no lado esquerdo da pista 11.

O trem de aterragem direito fracturou-se e, de seguida, a asa direita, que se separou da fuselagem, originando a rotação da aeronave sob o seu eixo longitudinal.

A aeronave deslizou para fora e para o lado direito da pista, partiu-se em duas secções principais e incendiou-se.

Vários passageiros e membros da tripulação morreram.

1. INFORMAÇÃO FACTUAL

As horas expressas neste relatório são horas referidas ao relógio do registo das comunicações ATS, excepto quando for mencionada outra referência. No Anexo 5 consta a tabela de horas simultâneas.

1.1 HISTÓRIA DO VOO

A aeronave efectuava um voo de transporte público não regular, voo MP 495, de Amsterdão (Holanda) para Faro (Portugal), tendo descolado do aeroporto de Schiphol às 04:52 UTC com ETA para Faro para as 07:28 UTC.

O nível de de voo em cruzeiro utilizado foi o FL 370 com a velocidade de 477 nós (TAS), conforme planeado.

A duração efectiva do voo (da descolagem à aterragem) foi de 02:41H não divergindo significativamente da prevista no plano de voo operacional (02:36H).

O piloto comandante ocupava o lugar esquerdo e o copiloto (F.O.), que desempenhava as funções de piloto aos comandos (P.F.), o lugar direito.

Antes da descolagem foi recolhida no Schiphol Meteo Office e no Flight Information Office a informação disponível relativa ao aeroporto de Faro.

Os VOLMETS recebidos em voo, de Bordéus e Lisboa, não indicavam uma alteração significativa em relação à informação disponível antes do voo.

O comandante e o copiloto examinaram fotografias de satélite que evidenciavam uma baixa pressão sobre o Atlântico, junto à costa sul de Portugal. A previsão evidenciava a existência de trovoadas isoladas e aguaceiros.

A bordo da aeronave estavam 3 membros da tripulação técnica, 10 membros da tripulação de cabine e 327 passageiros.

A partida da aeronave foi atrasada cerca de 40 minutos devido a uma anomalia no inversor de impulso, do motor # 2, que foi bloqueado pela equipa de manutenção em Amsterdão.

A aeronave foi reabastecida em Amsterdão e determinou-se que o combustível a bordo estava devidamente calculado para o voo. Incluía o combustível para o destino, alternante e reserva, num total de 31 000 Kg.

Após a decolagem o voo prosseguiu conforme o plano de voo, normalmente e sem incidentes.

Às 0654:56 UTC, o copiloto está a ler os procedimentos (crew briefing).

Às 0656:00 UTC, o comandante comunica: *"and here are the wipers."*

Às 0656:09 UTC, o técnico de voo (F.E.) faz referência às velocidades calculadas para a aproximação: *"Speeds ... they are two three seven one niner five one six one fifty land is one three niner."*

A velocidade comunicada coincide com as marcas de referência (*speed bugs*) encontradas nos dois velocímetros, após o acidente.

Às 0657:50 UTC, comentando o estado da pista, o comandante recomenda ao copiloto que faça uma aterragem não muito suave.

"You have to make a pôsitive touchdown then."

Às 0658:45 UTC, o Centro de Controle Regional de Lisboa dá instruções ao MP 495 para prosseguir directo para Faro.

Às 0700:54 UTC, o comandante e o copiloto estavam a rever os procedimentos e as facilidades para a aproximação fazendo referência à existência de PAPIS, à não existência de um dispositivo luminoso de aproximação e ao facto da ajuda rádio (VOR), a utilizar, não estar enfiada com a direcção da pista.

Às 0702:39 UTC, o mecânico de voo (F/E) dá início à leitura do *"Descent checklist"*, que é concluído 28 segundos depois.

Às 0703:42 UTC, o MP 495 solicita autorização ao Centro de Controle Regional de Lisboa para iniciar a descida para Faro, tendo o CCRL autorizado a descida para FL 250,16 segundos depois.

Às 0705:17 UTC, o comandante informa o copiloto da situação meteorológica transmitida pela Aproximação de Faro ao voo MP 461 às 0704:27 UTC e faz referência à necessidade de uma visibilidade de 2 000 metros para uma aproximação VOR.

Dos registos efectuados cerca das 0700:00 UTC, no Aircraft Flight Log, no topo da descida, constatou-se que o valor do combustível remanescente era da ordem das 12 toneladas.

Esta Comissão constatou ainda que apenas foram efectuados os registos referentes às posições TOC (Top of Climb), NTS (VOR/DME NANTES) e TOD (Top of Descent).

Foi elaborado pela tripulação, com vista à aproximação e aterragem o cartão de parâmetros (Landing Data Chart) de acordo com o modelo estabelecido no AOM. (Anexo 3)

Às 0705:53 UTC, o comandante dá instruções ao copiloto para se não for possível a aterragem em Faro prosseguir directo para Lisboa, acrescentando que não deveria haver problema.

Às 0707:25 UTC, o Centro de Controle Regional de Lisboa autoriza o MP 495 a descer para FL 70, que o MP 495 confirma passados 3 segundos.

Às 0708:03 UTC, o copiloto anuncia não ver nada no radar, estabelecendo-se diálogo entre o comandante e o copiloto referente à possibilidade de existirem ecos à direita à distância de 10 Km.

Às 0709:36 UTC, o Centro de Controle Regional de Lisboa dá instruções ao MP 495 para descer para FL 070 e contactar Faro na frequência 119.4 Mhz, tendo o MP 495 confirmado a mensagem 6 segundos depois.

Às 0709:49 UTC, o MP 495 contacta o Controle de Aproximação de Faro informando a sua posição e estar a abandonar FL 240 a descer para FL 070.

Às 0709:58 UTC, o Controle de Aproximação de Faro confirma a clearance do CCRL Lisboa e dá instruções de aterragem, incluindo dados meteorológicos. *"... the wind from one five zero, one eight knots, visibility two five zero zero meters, present weather thunderstorm, the amount of clouds three octas at five zero zero feet plus one octas cb's at two five zero zero feet..."*

A mensagem é confirmada pelo MP 495,41 segundos depois.

Às 0714:01 UTC, o copiloto observa que está um tempo péssimo.

Às 0716:23 UTC, um tripulante de cabine pergunta à tripulação as condições meteorológicas em Faro e o comandante responde que está um tempo péssimo.

Às 0716:35 UTC, o copiloto requer o início do *"Approach checklist"* que é dado por concluído pelo técnico de voo (F.E.), 1 minuto e 41 segundos depois.

Toda a aproximação foi executada pelo copiloto que estava na função de piloto aos comandos (PF) de acordo com os procedimentos do *"Manual Crew Coordination"* estabelecidos no briefing da tripulação, cabendo ao comandante a função de Pilot Not Flying (PNF).

De acordo com as declarações da tripulação:

- Durante a descida e aproximação o comandante detecta no radar meteorológico diversos ecos, correspondendo a aguaceiros a Oeste e a Sul do campo, este último a mais de 50 milhas. Durante a perna de afastamento do procedimento detectou cumulonimbos a Oeste do campo entre as 7 e as 12 milhas DME.
- O técnico de voo durante a descida apercebeu-se de um eco a Sul de Faro a uma distância estimada de 10 milhas.
- A tripulação apercebeu-se pelas comunicações trocadas entre o Controlo de Aproximação de Faro e o voo TAP120, um minuto e meio após a sua descolagem, que a sul de Faro existia o que pensou serem aguaceiros mas que no dizer do comandante do TAP120 seria uma trovoadas.
- Durante a aproximação a aeronave terá experimentado turbulência ligeira e ocasionalmente moderada.

- Por altura da volta para a final, cerca das 8 milhas DME, foi encontrada turbulência de grau forte, o que estaria relacionado com os ecos detectados no radar a Oeste do campo. Durante a aproximação final foi encontrada turbulência fraca a moderada.
- A aeronave voava numa situação de dentro-fora de nuvens com variações significativas de visibilidade horizontal, verificando-se chuva contínua em algumas ocasiões, designadamente já próximo da cabeceira, altura em que por virtude da chuva a visibilidade seria muito deficiente.
No entanto, imediatamente antes da cabeceira, a visibilidade estaria boa.

Às 0719:51 UTC, o controle de Aproximação de Faro informa o voo TAP120, ao autorizar a descolagem, de que o vento era de 150 com 24 Kts.

Às 0720:10 UTC, o Controle de Aproximação de Faro autoriza o MP 495 a descer para 4000 pés, de modo a cruzar FL 60 a uma distância não inferior a 10 milhas DME. O MP 495 confirmou a mensagem 6 segundos depois. De acordo com declarações da tripulação a aeronave voava em céu aberto a 4 000 ft quando passaram à vertical de Faro, sendo visível o aeroporto e o MP461.

Às 0723:42 UTC, o copiloto pede: "*Slats, take-off*", registando-se. 3 segundos depois, o som indicativo de selecção e a confirmação do comandante.

Às 0724:19 UTC, o copiloto pede: "flaps 15 graus", confirmando o comandante 47 segundos depois.

Às 0724:34 UTC, o Controle de Aproximação de Faro dá ao MP 495 instruções de descida para 3000 pés, tendo o MP 495 confirmado a mensagem 2 segundos depois.

Às 0724:58 UTC, o controle de Aproximação de Faro, ao autorizar a aterragem do voo MP461 informa estar o vento a 150° com 20Kts e a pista alagada (flooded) e às 0725:35 UTC, informou o mesmo voo que o vento era de 130° com 18 Kts, rajada de 21 Kts.

Às 0725:57 UTC, o MP 495 informa estar à vertical a abandonar 4000 pés para 3000 pés.

Às 0726:05 UTC, o Controle de Aproximação de Faro confirma a mensagem do MP 495 autorizando-o a descer para 2000 pés, tendo o MP 495 confirmado a mensagem 7 segundos depois.

Às 0728:56 UTC, o controle de Aproximação de Faro instrui o MP495 para reportar nos mínimos ou com a pista à vista, informando ainda as condições da pista:

"Runway surface conditions are flooded",
tendo o MP495 confirmado a mensagem 9 segundos depois.

Às 0729:37 UTC, o trem de aterragem foi selecionado para *Down* a cerca de 7 milhas DME do VOR de Faro (VFA).

Às 0730:01 UTC, o copiloto ordena flaps 35°.

Às 0730:18 UTC, o piloto automático passa do modo *ALT HOLD* para *"VERT SPEED"*. O copiloto pede: flaps 50 graus, confirmado pelo comandante 4 segundos depois, ficando a aeronave configurada para a aterragem.

Às 0730:41 UTC, à altitude de 1830 pés, os flaps estavam distendidos na posição de 50 graus, correspondendo a uma indicação DFDR/AIDS de 52 graus.

Às 0730:47 UTC, o comandante transmite à tripulação as condições do vento obtidas do *AREA NAV*:

"Wind is coming from the right. thirty knots, drift twelve degrees, so you make it one two three or so."

Às 0731:00 UTC, a 1200 ft, e a aproximadamente 4 milhas fora, de acordo com as declarações do comandante a pista estava perfeitamente visível.

Às 0731:01 UTC, o copiloto requer o início do *Landing checklist* que foi completado 28 segundos depois.

A descida foi efectuada com o copiloto exercendo as funções de piloto aos comandos (PF) e, inicialmente, com o piloto automático no modo CMD.

A uma altitude aproximada de 560 ft (altitude rádio) o piloto automático passou do modo CMD para o modo CWS, tendo esta acção, de acordo com o CVR, sido iniciada pelo copiloto.

Posteriormente a cerca de 80 ft (altitude rádio), o modo CWS desengatou, e a aeronave passou a controlo manual, provavelmente devido às actuações contrárias do manche por parte do comandante e do copiloto.

Um dos pilotos automáticos esteve ligado durante todo o procedimento, como previsto no AOM.

Às 0731:17 UTC, o técnico de voo (F.E.) no decurso do checklist, anuncia: "spoilers", que 6 segundos depois ficam armados.

Às 0731:37 UTC, o Controle de Aproximação de Faro solicita ao MP 495 informação sobre a posição actual, informando o MP 495, 3 segundos depois, estar "quatro milhas fora".

Às 0731:58 UTC, à altitude de 995 pés, com a velocidade de 140 nós, inicia-se flutuação no valor da aceleração vertical (G) entre +0,75G e +1.25G.

Às 0732:04 UTC, são postos em funcionamento os limpa vidros.

Às 0732:08 UTC, o MP 495 informa estar na final.

Às 0732:10 UTC, com a aeronave à altitude de 815 pés (797 rádio altímetro) teve início a flutuação nos valores dos parâmetros de voo.

Às 0732:11 UTC, o Controle de Aproximação de Faro solicita ao MP 495 informação se tem as luzes à vista, confirmando o MP 495, 3 segundos depois.

Às 0732:14 UTC, o voo MP 495 informava ter a pista à vista.

Às 0732:15 UTC, o Controle de Aproximação de Faro transmite ao MP 495 a clearance para a pista 11, e a informação de que o vento era de 150° com 15 Kts, rajada de 20 Kts. O MP 495 confirmou a mensagem 8 segundos depois.

Às 0732:15 UTC, iniciam-se oscilações sincronizadas dos N1 (entre os valores de 55 e 105%).

Às 0732:23 UTC, o copiloto seleccionou o piloto automático para CWS, à altitude de cerca de 580 pés (altitude rádio), verificando-se o aumento das oscilações nos parâmetros de voo. A passagem do piloto automático para CWS verificou-se 2 segundos depois. (0732:25)

Às 0732:25 UTC, o controle de Aproximação de Faro pergunta ao MP 495 se achava as luzes demasiado intensas, tendo o MP 495 respondido, 3 segundos depois, que estavam bem e que as mantivesse como estavam.

Não houve mais comunicações de e para o MP 495 até ao final do voo.

Às 0732:30 UTC, o técnico de voo (F.E.) chama a atenção para a falta de verificação - *call out* - dos 500 ft, mas 4 segundos depois o procedimento de coordenação - *standard crew coordination procedure* - associado a este *call out*, viria a ser completado através da confirmação, por ambos os pilotos e pelo técnico de voo, que tinha sido obtida autorização de aterragem.

Os *checklists* aplicáveis a esta fase do voo (aproximação e aterragem) foram executados de forma satisfatória.

No conjunto constatou-se que os procedimentos de coordenação do cockpit foram executados de forma satisfatória.

Às 0732:34 UTC, o copiloto emite o aviso: PAPI, confirmado pelo comandante 1 segundo depois.

Às 0732:50 UTC, o comandante chama a atenção para a velocidade:

"Speed a bit low, speed is low."

confirmando 4 segundos depois: *"Speed is OK."*

Às 0733:00 UTC, o copiloto solicita o anti gelo do pábrisas, emitindo o seguinte aviso:

"Windshield anti-ice. I don't see anything."

Às 0733:03 UTC, o técnico de voo (F.E.) informa:

"You're at fast."

referindo-se a que os limpa vidros tinham sido seleccionados para alta velocidade.

Às 0733:05 UTC, o comandante emite o seguinte aviso:

"A bit low, bit low, bit low."

obtendo, 2 segundos depois, a confirmação do copiloto.

Às 0733:07 UTC, à altitude 150 pés (rádio altitude), o *AUTOTHROTTLE* aplicou potência até ao valor de 102%. A aeronave nivelou e a velocidade aumentou.

Durante a final o comandante, a cerca de 200 pés, apercebeu-se de um relâmpago a sul.

Às 0733:10 UTC, o comandante avisa: Vento de 190 graus com 20 nós. O piloto automático passou de CWS para manual.

Às 0733:12 UTC, a velocidade ar calibrada (CAS) começa a diminuir de modo contínuo e cai abaixo da Velocidade de Referência às 0733:16 UTC. As manetes de potência foram reduzidas para aproximadamente 40% e a atitude da aeronave manteve-se. Registou-se a deflexão do leme de direcção atingindo o valor máximo de - 22,5 graus.

A rotação em torno do eixo longitudinal (ROLL) atinge o valor de - 1,76° (asa direita em cima).

Às 0733:15 UTC, a aeronave estava à altitude rádio de 70,6 pés com a asa esquerda em baixo, tendo recebido um comando de correcção consistente com rotação da asa direita para baixo.

Às 0733:18 UTC, inicia-se o aviso sonoro do rádio altímetro à passagem pelos 50 pés.

Às 0733:19 UTC, o comandante ordena:
"Throttles"

ouvindo-se de seguida o registo sonoro das manetes a avançar.

Às 0733:20 UTC, a aeronave entra em contacto com a pista, ouvindo-se 2 segundos depois o aviso sonoro de trem desbloqueado.

Na altura do contacto com a pista a aeronave tinha a velocidade indicada (IAS) de 126 nós, apresentava uma inclinação segundo o eixo longitudinal (ROLL) de $+5,62^\circ$, asa esquerda em cima, e uma atitude (PITCH) de $+8,79^\circ$, nariz em cima. Registava-se uma aceleração vertical de 1,9533 Gs, e tinha o rumo magnético (HEADING) de $116,72^\circ$.

Cerca de 3 a 4 segundos antes do contacto com a pista constatou-se a intervenção do comandante com a actuação do comando de profundidade no sentido de *PITCH UP* quase em simultâneo com o incremento da potência dos motores por iniciativa do comandante.

Dois segundos depois os *spoilers* nºs 3 e 5 apresentavam-se saídos e a aeronave tinha uma inclinação longitudinal (ROLL) de $+25,318^\circ$ (asa esquerda em cima).

Às 0733:28 UTC, a inclinação longitudinal (ROLL) atingiu o valor de $+96,33^\circ$ e a atitude (PITCH) $-6,59^\circ$ (nariz em baixo) e o rumo (HEADING) era de $172,62^\circ$.

O contacto com a pista foi efectuado em primeiro lugar pelo trem principal direito e no lado esquerdo da pista 11.

O carro do trem de aterragem direito, em resultado da aterragem dura associada a um ângulo de deriva elevado, fracturou seguido de vários componentes estruturais do mecanismo de retracção.

Após o colapso do trem direito, o motor direito e a ponta da asa direita entraram em contacto com a pista.

A asa direita sofreu rotura total entre a fuselagem e o motor direito.

A aeronave arrastou-se ao longo da pista cerca de 30 metros, iniciando de seguida o deslocamento gradual para o lado direito, apoiada no trem principal do centro.

O movimento de rotação segundo o eixo longitudinal para a direita continuou a aumentar ao longo da trajectória, até atingir a posição de barriga para cima, confirmada pelos danos no estabilizador horizontal direito, que fracturou junto à raiz, e do estabilizador vertical, que fracturou junto à nacelle do motor # 2 e das marcas no extradorso da asa esquerda.

A tomada de ar do motor # 2 apresentava indícios, na parte superior, de ter estado em contacto com a pista, bem como o revestimento superior da secção dianteira da fuselagem.

Após a rotura da asa direita declarou-se fogo que envolveu a fuselagem. da direita para a esquerda.

A asa direita seguiu uma trajectória próxima da aeronave até à área de imobilização final.

A aeronave saiu da pista pelo lado direito com uma direcção de aproximadamente 120° e na posição de invertida.

A presença de terra e vegetação na parte superior da cabine de pilotagem confirma a posição da aeronave ao abandonar a pista.

Ao abandonar a pista e entrar na berma, em terreno macio e muito alagado, devido à chuva torrencial que se abateu sobre o aeroporto de Faro, a aeronave rodou sobre o eixo longitudinal para a esquerda, a asa esquerda desintegrou-se parcialmente e a fuselagem partiu-se em três secções, imobilizando-se com a secção traseira na posição normal, e a secção da frente tombada para o lado direito apoiada no solo na zona das janelas e portas.

O combustível libertado dos depósitos provocou explosões seguidas de fogo, causando a destruição da secção traseira da fuselagem, até à antepara de pressurização.

A secção dianteira da fuselagem não foi atingida pelo fogo.

O acidente ocorreu às 0733:20 UTC, em condições de lusco-fusco (*dusk light*).

A localização do aeroporto de Faro é: 370046N 0075753W e a elevação 24 pés.

1.2 DANOS PESSOAIS

FERIMENTOS	TRIPULAÇÃO	PASSAGEIROS	OUTROS	TOTAIS
MORTAIS	2	54	0	56
GRAVES	2	104	0	106
LIGEIROS				
ILESOS	9	169	0	178
TOTAL	13	327	0	340

1.3 DANOS NA AERONAVE

A aeronave ficou totalmente destruída devido às forças originadas pelo impacto e pelo fogo.

1.4 OUTROS DANOS

Danos no revestimento da pista causados por arrastamento de partes da aeronave.

Destruição de três candeeiros de iluminação da pista 11 (n^os 49, 50 e 51) no lado direito da pista.

Na zona de imobilização da aeronave, no lado direito da pista 11, danos ligeiros da berma da pista.

2. ANÁLISE

2.1 Considerações Gerais

A tripulação estava adequadamente certificada, de acordo com a regulamentação Holandesa, não se tendo constatado condicionantes físicas ou psíquicas passíveis de terem afectado a operação da aeronave.

A aeronave estava em condições de navegabilidade, de acordo com a regulamentação e procedimentos aprovados pelo Estado de Registo. Não foi evidenciada qualquer falha mecânica, anterior ao impacto com a pista, susceptível de pôr em risco a segurança da aeronave.

A Comissão foi levada a concluir que o funcionamento da aeronave era normal e que a rota seguida estava de acordo com o planeado e com as ordens emanadas pela tripulação.

As condições meteorológicas existentes desempenharam um papel importante no acidente, atendendo á ocorrência de turbulência, associada a fenómenos de cisalhamento de vento (*windshear*) a que a aeronave foi submetida na fase final de aproximação e aterragem.

Face aos factos estabelecidos a Comissão dirigiu a sua análise para os procedimentos da tripulação e do Controle de Tráfego Aéreo, para os factores meteorológicos e sobrevivência dos ocupantes.

2.2 Procedimentos da Tripulação

2.2.1 Preparação do Voo

No aspecto meteorológico a tripulação visitou o Centro Meteorológico do aeroporto de Amsterdão e segundo declarações do comandante era aparente que existia uma região de baixa pressão no mar, próximo da costa sul de Portugal e previam-se trovoadas isoladas e aguaceiros.

A pressão era de 1013 hPa e a temperatura de 15° C.

É prática corrente admitir a possibilidade da existência de fenómenos de cisalhamento do vento (*windshear*) se existirem trovoadas a menos de 15 MN do aeroporto, como é referido no Flight Crew Reference Guide 5.1.2 da Martinair.

2.2.2 Descolagem, Subida, Cruzeiro e Descida

Estas fases do voo processaram-se de forma rotineira, não se tendo registado qualquer anomalia durante as mesmas que tenha contribuído para o acidente.

2.2.3 Aproximação

A instabilidade longitudinal registada na parte final da aproximação, poderá ter induzido o piloto a reduzir manualmente a potência como uma forma de trazer a aeronave de novo à ladeira da aproximação ou com o objectivo de quebrar a sequência das oscilações, provavelmente resultantes de interacção entre o funcionamento dos sistemas automáticos, designadamente o ATSC, e a operação dos comandos, pelo piloto.

A instabilidade poderá ter sido originada, ainda na fase da aproximação em que a aeronave voava, com o piloto automático engatado (CMD), por uma ascendente associada ao primeiro dos downbursts que a aeronave atravessou.

Com a passagem à função CWS as oscilações sofreram um agravamento.

Muito embora o Controle de Aproximação de Faro não tenha comunicado à aeronave a probabilidade da ocorrência de fenómenos de cisalhamento do vento (*windshear*), nem a aeronave anterior tenha reportado esse tipo de fenómenos, afigura-se que o comandante como profissional experiente deveria estar alertado para a possibilidade da ocorrência deste tipo de fenómeno nas condições meteorológicas, que na altura prevaleciam na área do Aeroporto.

Admitindo uma situação de cisalhamento de vento (*windshear*) e aplicando os procedimentos do AOM, a "Landing Distance" para condições médias teria um acréscimo de 300 metros que somado ao valor inscrito no cartão de parâmetros para as mesmas condições, excedia em cerca de 255 metros o comprimento da pista disponível.

A informação do vento fornecido pelo sistema de inércia do Area Nav, 10 segundos antes da aterragem, era superior à última fornecida pelo Controle de Aproximação.

A componente de vento cruzado correspondente ao vento fornecido pelo Controle de Aproximação era de 14 Kts e a fornecida pelo sistema de Area Nav de 20 kts, e de acordo com o AOM a informação do Controle de Aproximação prevalece sobre a fornecida pelo Area Nav.

De acordo com os procedimentos do AOM as componentes de vento cruzado não deveriam exceder 15 Kts para condições de travagem MEDIUM e 5 Kts para condições POOR.

A adopção duma selecção de flaps a 35°, conforme recomendado nos procedimentos da companhia para situações de ocorrência de cisalhamento do vento (*windshear*), em lugar dos 50° utilizados, determinaria um acréscimo da LANDING DISTANCE.

A tripulação não adoptou procedimentos operacionais que tivessem em conta a probabilidade de ocorrência de cisalhamento do vento (*windshear*).

A decisão, de acordo com os procedimentos da companhia, compete ao comandante e o método de cálculo da Actual Landing Distance não tem carácter vinculativo.

A aeronave foi informada pelo Controle de Aproximação de Faro que a pista se encontrava alagada (FLOODED). Esta informação foi fornecida 4 minutos antes da aterragem.

Se a informação recebida tivesse sido correctamente interpretada, a Landing Distance obtida, por aplicação dos procedimentos do AOM, seria substancialmente aumentada excedendo o comprimento da pista disponível.

Verificou-se que o Manual de Operações da Aeronave (AOM) não utilizava os termos adoptados pela ICAO para descrever o estado da pista.

O Manual de Operações da companhia (BIM) recomenda fortemente que em caso de aproximação não estabilizada, a 500 ft (HAT), ou abaixo desse nível, a aproximação seja abandonada.

A instabilidade teve o seu início quando a aeronave se encontrava a uma altura rádio (RA) de cerca de 750 ft, tendo-se mantido na restante fase da aproximação.

O BIM não contém indicações minimamente objectivas relativamente aos parâmetros duma aproximação estabilizada, designadamente em caso de aproximação de não-precisão.

Contudo poderá questionar-se a decisão do comandante de não considerar a aproximação instável quando a razão de descida abaixo de 500 pés sofreu variações entre + 100 ft/minuto e - 1300 ft/minuto e também a sua passividade durante toda a aproximação.

Foi estabelecido que a razão de descida, da ordem dos 1000 ft/minuto excedeu os limites operacionais da aeronave que, de acordo com o AOM, para uma condição de peso máximo à aterragem é de 600 ft/minuto.

A reduzida velocidade ar calibrada (CAS) na fase final da aproximação foi factor contributivo para a razão de descida verificada, na medida em que não foi acompanhada por um aumento de ângulo de ataque susceptível de quebrar o afundamento.

O aumento do ângulo de ataque nestas circunstâncias poderia ter conduzido a aeronave a uma situação próxima da perda.

No entender da Comissão, o que se determinou como fundamental para a ocorrência da elevada razão de descida foi a circunstância dos motores terem sido reduzidos para IDLE à altura rádio (RA) de cerca de 150 ft, quando em circunstâncias normais, o autothrottle apenas iniciaria o RETARD MODE à altura rádio (RA) de 50 ft.

Excluída a hipótese de anomalia no sistema ATSC considerou-se como provável uma actuação nesse sentido por parte da tripulação.

A aeronave, segundo o estudo do NLR, ao sobrevoar a cabeceira da pista, encontrou uma componente de vento cruzado de 40 kts e uma componente de cauda de 10 kts, o que corresponderá, feitos os cálculos, a um vento de 210° com 41 kts. Este facto é confirmado pelo vento registado pelo SIO à mesma hora na pista 11, que foi de direcção magnética 220° com 35 kts de rajada.

A preocupação da tripulação em não trazer velocidade excessiva, comprovada pelos registos das conversações do CVR, face às limitações ligadas ao comprimento da pista disponível para a aterragem e à instabilidade longitudinal registada na parte final da aproximação poderão ser razões explicativas para a prematura redução de potência para IDLE.

A informação transmitida pelo Controle de Aproximação, se correctamente interpretada, determinaria condições de travagem POOR, o que excederia a *LANDING DISTANCE AVAILABLE* (LDA) e a conseqüente redução do limite de vento cruzado.

O piloto aos comandos poderá ter sido sujeito a uma ilusão de óptica provocada por erro de refacção devido à situação de aguaceiros que a aeronave atravessou, criando a percepção de um falso horizonte mais baixo que o verdadeiro.

A contaminação da superfície alar, pela chuva, poderá ter sido factor contributivo para o acidente, através da degradação do coeficiente de sustentação.

Não foi quantificado o grau de redução deste coeficiente.

Poderá considerar-se até que ponto o comandante estaria de alguma forma psicologicamente motivado para concluir o voo conforme planeado.

Não seria fácil para o comandante tomar a decisão de divergir para o alternante, tendo em atenção que alguns minutos antes outro avião da mesma companhia tinha aterrado sem ter reportado qualquer problema.

É convicção desta Comissão que o comandante tinha consciência que existia água na pista, tendo instruído o co-piloto no sentido de efectuar uma aterragem que precavesse a hidroplanagem (aquaplaning).

2.2.4 Operação do Piloto Automático e do Sistema ATSC

Foi estabelecido que a instabilidade longitudinal, afectando os parâmetros de atitude (pitch), velocidade e potência, teve o seu início ainda quando o piloto automático estava seleccionado em CMD na função VS (vertical speed) e inicialmente terá sido, provavelmente, ocasionada por uma corrente ascendente associada a um "microburst". o qual terá levado o piloto automático a meter o nariz do avião em baixo com o objectivo de manter a velocidade vertical pré-estabelecida.

O comportamento do sistema ATSC revelou-se normal, tanto no respeitante à manutenção da velocidade como no respeitante à introdução automática de uma compensação para as rajadas, sendo provável que tenha havido uma intervenção do piloto no sentido de retardar manualmente a potência para IDLE, a cerca de 150 ft (RA).

A actuação do piloto, retardando manualmente a potência, poderá ter sido ocasionada por uma redução inicial feita pelo ATS e que o piloto poderia ter tentado complementar.

Foram encontrados indícios de atraso (lag) nas reacções do ATSC, que poderão ter contribuído para a instabilidade da aproximação.

A função CWS foi desligada a uma altura rádio (RA) de 80 ft quando deveria tê-lo sido, por decisão da tripulação, a uma altura não inferior a 150 ft acima da soleira da pista.

Foi estabelecido, que a passagem de CWS para desligado (OFF) não foi por decisão da tripulação e terá previsivelmente resultado de actuações contrárias de aileron, por parte do co-piloto (PF) e do comandante (PNF), quando este último tentava pranchar o avião para a direita, no que foi contrariado pelo primeiro.

De acordo com o Manual de Operações de Voo (BIM) da companhia e do AOM do DC-10 a utilização dos sistemas automáticos de controlo de voo ATSC e CWS é obrigatória durante a aproximação, inclusive em condições de cisalhamento do vento (*windshear*).

A utilização dos sistemas ATSC e CWS, poderá ter tomado menos aparente, para os pilotos, a intensidade da turbulência a que a aeronave esteve submetida no decurso da aproximação.

A intervenção do comandante (PNF) no sentido de aumentar a potência foi tardia, não possibilitando quebrar a razão de descida excessiva.

2.3 Procedimentos do Controlo de Tráfego Aéreo

A tripulação do voo MP 495 recebeu a informação do estado da pista, "FLOODED", fornecida às 0728:56 UTC pelo Controlo de Aproximação e a fraseologia utilizada está de acordo com as normas da ICAO.

A informação meteorológica fornecida é analisada no parágrafo 2.5.

O Serviço de Controlo de Tráfego Aéreo prestado aos voos TP 120, MP 461 e MP 495 apresenta várias irregularidades duas das quais graves:

- Resposta com um O.K. a uma informação do TP 120 de que estava pronto a descolar, O.K., que a ser aceite criaria um risco de colisão relativamente ao voo MP 461.
- O.K. não aceite pelo TP 120 que pede confirmação de que estava autorizado a descolar.

- O pedido do TP 120 levou o Controlador a reconsiderar a autorização dada e a assegurar-se de que o MP 461 já não seria Tráfego para a descolagem do TP 120.
- A passagem do TP 120 a 4000 Ft, faz-se cerca de um minuto depois da descolagem para leste, estando o MP 495 igualmente a 4000 ft aproximadamente três minutos a nordeste do aeroporto.

2.4 Treino e Qualificação da Tripulação

A tripulação encontrava-se devidamente qualificada para o voo, sendo detentora de licenças e certificados médicos apropriados e válidos.

A instrução e treino dos tripulantes foi efectuado de acordo aos procedimentos da MARTINAIR aprovados pela Autoridade Aeronáutica Holandesa.

Da análise dos registos das verificações de proficiência a que foram submetidos nos anos de 1990, 1991 e 1992, não se encontraram falhas ou comentários dignos de registo.

Nos registos de treino em linha (*Route Training*) do copiloto, treino efectuado em finais de 1988, fazem-se observações relativamente às manobras de arredondamento e aterragem.

Desde aí não voltaram a ser registadas quaisquer outras observações, o que levou a Comissão a considerar essas observações como não tendo significado.

Os dois pilotos do voo MP495 foram submetidos ao treino para operação em condições meteorológicas adversas, incluindo de *WINDSHEAR* e *MICROBURST*.

2.5 Factores Meteorológicos

2.5.1 O Sistema Integrado de Observação (SIO) que gere a informação meteorológica, recolhida pelos sensores, e a disponibiliza, em tempo real, à torre de controle do aeroporto, para informação aos voos, foi analisado pela Comissão que constatou a existência de deficiências de concepção do sistema que não permite registar toda a informação fornecida ao controle de tráfego aéreo, para uma posterior análise, em caso de ocorrência de um acidente ou incidente.

Assim, a Comissão constatou que a informação meteorológica obtida e visualizada de 10 em 10 segundos, só é registada de 30 em 30 segundos e não é registado o vento instântaneo, e as variações da direcção do vento conforme recomendação, da ICAO (Anexo 11), e da World Meteorological Organization.

O relógio do SIO apresentava uma diferença de um minuto e trinta segundos relativamente ao relógio do ATC, tendo a Comissão constatado não existirem procedimentos escritos de acerto dos relógios nem registo dos erros observados.

Esta situação levou a Comissão a proceder a um estudo de correlação da base de tempo do SIO com a base de tempo do ATC.

Foi constatado pela Comissão que, nem o organismo responsável pela prestação do Serviço Meteorológico Aeronáutico (INMG), nem a ANA tinham publicado normas e procedimentos de exploração do SIO, assim como um programa de calibração, que garantisse a boa qualidade da informação prestada, conforme é recomendação da World Meteorological Organization (WMO) e da ICAO (Anexo 3).

O protocolo de prestação de serviços meteorológicos celebrado pelo INMG e a ANA em 28 de Maio de 1992, é omissivo nestas matérias.

Os sensores instalados na pista 11 estão 7 metros acima do nível máximo recomendado e próximo de um talude, em escavação, também com 7 metros.

Poder-se-á questionar até que ponto a localização dos sensores da pista 11 poderá ou não contribuir para o fornecimento, ao SIO, de informações enfiadas de erro.

O Controle de Aproximação forneceu às aeronaves ventos instantâneos em vez de ventos médios, de período 2 minutos.

A Comissão procedeu a estudo dos ventos fornecidos ao voo MP495 e concluiu que esses ventos, mesmo sendo instantâneos não podiam ter sido ventos medidos na pista 11 mas sim na pista 29.

O controlador em serviço na posição de controle de Aproximação não transmitiu ao voo MP495 a rajada de 220° com 35 kts verificada na pista 01, entre as 0732:30 e as 0733:00 UTC, pelo facto do selector de pista do visualizador individualizado do vento estar seleccionado para a pista 29.

Na pista 29 só foi registada uma rajada de 230° com 34 Kts entre as 0734:30 e as 0735:00 UTC.

A ergonomia do equipamento é favorável à ocorrência de erros deste tipo. Está estabelecido nos documentos ICAO Anexo3 e Anexo11 e explicitado no documento ICAO Doc 9377 que logo que se utilize mais do que um sensor para obter observações representativas de um dado elemento (vários anemómetros) o órgão apropriado dos Serviços de Tráfego Aéreo deverá estar dotado de um indicador por sensor e cada indicador deverá ter um letreiro que identifique claramente o sensor a que está ligado, o que não se verifica na Torre de Faro.

O fenómeno meteorológico Manga de Vento registado na zona do aeroporto de Faro e frequente naquela região poderá estar associado a fenómenos de cisalhamento de vento (windshear).

O estudo do NLR evidenciou que o voo MP495 atravessou situações de MICROBURST.

No entender desta Comissão o Instituto de Meteorologia deveria proceder a estudo destes fenómenos na zona do aeroporto de Faro e divulgar a informação daí decorrente.

A Direcção Geral da Aviação Civil, como órgão regulador e fiscalizador deveria ter fiscalizado o cumprimento das normas e procedimentos internacionalmente estabelecidos, de forma a assegurar a qualidade do serviço prestado pelos serviços de Tráfego Aéreo.

2.6 SOBREVIVÊNCIA DOS OCUPANTES

2.6.1 Condicionantes Gerais

A taxa de sobrevivência do acidente foi condicionada por vários factores, quer no que concerne às características e circunstâncias do próprio acidente, quer no que concerne aos acontecimentos subsequentes.

Assim, presume-se pela tipologia das lesões encontradas e pelos parâmetros do avião, registados no momento do impacto, que o acidente seria em termos gerais sobrevivível (forças de inércia baixas), com uma zona limitada de maior mortalidade e/ou morbilidade, correspondente à zona de rasgadura principal da fuselagem.

A análise das causas de morte das vítimas, com 80% dos casos por queimaduras graves ou carbonização total, permite inferir que a sobrevivência foi extremamente condicionada pelo fogo pós-impacto que se propagou.

Das declarações dos sobreviventes pode-se igualmente inferir que as rupturas existentes na fuselagem permitiram a evacuação de muitos passageiros e tripulantes (nomeadamente a tripulação técnica) em zonas onde as portas estavam inoperativas ou tinham difícil acesso, sendo aspecto determinante na secção intermédia do avião, onde posteriormente se veio a dar a explosão dos tanques de combustível.

A cobertura adequada e precoce com água e espuma, pelos bombeiros, na parte traseira do avião, junto á porta 1.4, impedindo a propagação de fogo na zona, bem como a apropriada condução das acções nessa secção, por parte da tripulação, orientando os sobreviventes, permitiu a evacuação por estas portas dos passageiros localizados na região traseira e intermédia do avião (30% do total dos ocupantes).

A circunstância fortuita da porta 1.3 ter sido projectada com o impacto permitiu a sua utilização pelos 2 únicos sobreviventes da fila 24, com graves queimaduras e provavelmente sem possibilidade de conseguirem outra forma de escape.

2.6.2 Tipologia das Lesões

Com o objectivo de melhor enquadrar as lesões sustidas pelos ocupantes e os factores condicionantes, relacionou-se a tipologia encontrada, com a localização no avião, as alterações estruturais (interior da cabine) e a evolução do acidente e das acções de evacuação e salvamento.

Foi efectuada, nesse sentido, uma selecção de feridos graves em diferentes localizações no avião, em que a tipologia encontrada foi comparada com a tipologia das vítimas fatais.

Pelas declarações dos sobreviventes foi possível estabelecer que imediatamente após o embate, o fogo penetrou na cabine transversalmente, da direita para a esquerda, na zona da asa direita, provocando queimaduras graves nos ocupantes aí localizados. Todos os sobreviventes entre as filas 22 e 30, com duas excepções, tiveram queimaduras diversas, oscilando entre 4 e 56 % da superfície corporal atingida, facto concordante com as tipologias encontradas nas vítimas mortais. Apenas os passageiros nos lugares 26 J e 29 E tiveram lesões traumáticas para além de lesões térmicas. Foi igualmente nas filas 26 e 27 que se registaram 2 mortes traumáticas (entre apenas 4 nesta zona) eventualmente provocadas por objectos soltos no interior da cabine ou por deformação estrutural da fuselagem.

A análise dos efeitos do impacto no interior da cabine sugere que as cadeiras não sofreram modificações significativas para além das referidas no capítulo respectivo (deformação), nomeadamente, arrancamento e fragmentação, com excepção das correspondentes às filas 14 a 17, localizadas na zona de ruptura da fuselagem. Também os cintos de segurança afigura-se terem resistido bem ao impacto, já que a maioria dos sobreviventes declarou tê-los apertados após a imobilização do avião.

Estes factos permitiram que, com excepção da zona central do avião se registasse um grau mínimo de incapacidade dos passageiros, possibilitando a sua evacuação em curto espaço de tempo.

Não sendo possível confirmar em absoluto a taxa de sobrevivência pós-impacto, a presença de alguns casos com níveis de carboxihemoglobina elevados nas vítimas fatais, parece sugerir que algumas das vítimas (em número não quantificável) teriam falecido por efeito do fogo e não por traumatismo directo. É igualmente admissível que por razões não determináveis estes passageiros teriam tido uma qualquer forma de incapacidade parcial (fracturas dos membros inferiores, perda de consciência) o que não permitiu a sua saída do avião em tempo útil, isto é, antes da explosão dos tanques de combustível.

Através das declarações dos sobreviventes nessa secção constatou-se que as bagageiras e algumas cadeiras se soltaram com o impacto, assim como houve deformação significativa do chão e tecto da cabine, podendo eventualmente ter provocado a incapacidade dos passageiros e que muitos deles não sabem como abandonaram o avião tendo sido transportadas por terceiros ou ejectados, o que vai de encontro à hipótese previamente equacionada.

Após a fractura do trem e antes da imobilização do avião, entre as filas 14 e 17, deu-se a ruptura principal da fuselagem, sendo grande número dos passageiros ejectados para o exterior (25%). Das seis vítimas fatais registadas nesta zona (fila 10 a 19), apenas 2 não foram devidas a traumatismo crâneo encefálico ou raquidiano, sendo uma dessas por asfixia, o que sugere não ter sido a sobrevivência nesta secção significativamente condicionada pelo fogo pós-impacto.

A tipologia das lesões apresentada (fractura coluna nos passageiros sentados em 10 G, 19 G e 21 F e fracturas várias do 18 B e traumatismo torácico severo no 16 A) bem como as declarações de vários sobreviventes são compatíveis com a existência duma secção altamente "traumática", com a sobrevivência condicionada pelo tipo e gravidade da lesão sustida.

2.6.3 Conclusões

A correlação dos elementos disponíveis (tipologia das lesões, evacuação, interiores de cabina) foi limitada na sua análise pelo facto da cabine posterior ter sido consumida pelas chamas impedindo uma observação mais minuciosa dos destroços.

Em resumo, pode-se concluir que o factor condicionante principal da sobrevivência neste acidente, basicamente sobrevivível, parece ter sido, como aliás é frequente e está documentado noutros acidentes, a evolução do fogo pós-impacto. Sem a propagação do mesmo e a explosão dos tanques de combustível é possível admitir-se que parte das vítimas fatais teria sobrevivido às lesões traumáticas sofridas, embora seja impossível quantificar essa taxa adicional de sobrevivência.

Não foi possível igualmente determinar até que ponto o facto de algumas das bagageiras e cadeiras se haverem soltado terem condicionado a possibilidade de escape em tempo útil dos passageiros nesta secção.

As mortes provocadas por traumatismo poder-se-ão considerar consequências naturais do acidente, não parecendo condicionadas por outros factores posteriores, nomeadamente o modo como foi prestada a assistência imediata aos sinistrados.

A evacuação, embora de um modo geral anárquica, decorreu rapidamente e foi eficaz na parte traseira do avião, onde a tripulação conseguiu dirigir parte dos sobreviventes para a porta 1.4.

A cobertura efectuada pelos bombeiros, com espuma lançada para a parte posterior da fuselagem, impediu de alguma forma a propagação das chamas, permitindo a evacuação de grande número de sobreviventes em razoáveis condições de segurança (a maioria dos passageiros das filas 28 a 41).

2.7 Combate ao Incêndio

2.7.1 Considerações Gerais

Os serviços de socorros dos aeroportos internacionais utilizam técnicas de combate a incêndios baseados na velocidade de resposta dos veículos de primeira intervenção para efectuar um primeiro ataque antes da chegada dos veículos de segunda intervenção, de maior capacidade.

A missão principal dos veículos de intervenção rápida será a de extinguir os focos incipientes ou atacar os fogos nascentes protegendo os caminhos de evacuação dos passageiros que já estiverem a abandonar a aeronave.

Quando os veículos de segunda intervenção chegam ao local, pelo menos um deles deverá ser posicionado junto ao nariz ou à cauda da aeronave, de modo a, longitudinalmente, cobrir a fuselagem ou o lado da fuselagem mais ameaçado pelo fogo.

Os restantes veículos de primeira ou segunda intervenção devem posicionar-se de modo mais apropriado às circunstâncias particulares do acidente, tendo sempre em consideração o objectivo principal de assegurar a protecção aos passageiros através da manutenção de caminhos de evacuação.

Neste acidente, a Comissão constatou que foi plenamente atingido aquele objectivo, apesar das condições atmosféricas extremamente adversas.

No entanto de entre as vítimas mortais encontraram-se duas com valores significativamente elevados de carboxihemoglobina, o que permite admitir a sua sobrevivência pós-impacto, não tendo o incêndio sido completamente extinto em tempo útil, devido às dificuldades de posicionamento, movimentação e reabastecimento das viaturas e à chuva intensa que diminuiu a eficácia do principal agente extintor.

2.7.2 Tempo de Resposta

O estado de prontidão e o consequente tempo de resposta foram adequados, tendo sido atingidos os objectivos operacionais, quer em tempo quer em caudais de espuma, de acordo com as recomendações da ICAO.

É de salientar que aqueles objectivos operacionais estão definidos para condições óptimas de pavimento e visibilidade, que não se verificavam na altura do acidente.

O acesso do quartel dos bombeiros à pista, constituído por um caminho de pavimento não revestido com apenas 3.5 metros de largura, apresentava-se muito elameado e escorregadio, devido a deficientes condições de drenagem da área.

2.7.3 Posicionamento e Ataque ao Incêndio

A secção posterior da fuselagem imobilizou-se em posição não muito distante do eixo da pista. (cone de cauda a 82 metros)

A faixa de segurança que ladeia a pista apresentava-se compactada numa distância de 75 metros ao eixo da pista, de acordo com as recomendações da ICAO correspondentes ao código de referência do aeródromo de Faro.

Os condutores das viaturas T15 e dos dois T12, apercebendo-se do estado de alagamento do terreno, avançaram apenas cerca de 10 metros para além da faixa compactada e drenada.

Esta posição das viaturas junto à cauda da aeronave, embora contra o vento e longe das asas e do caixão central, onde estão localizados os depósitos de combustível, contribuiu para a elevada sobrevivência dos passageiros, da parte posterior da fuselagem. (Anexo 14)

Os operadores das três viaturas lançaram o espumífero, em jacto concentrado, segundo uma direcção longitudinal em relação à fuselagem posterior, procurando alcançar, contra o vento e à distância de cerca de 30 metros, o centro dos destroços.

Constatou-se a pouca eficácia do agente extintor resultante da diminuição da viscosidade do espumífero em condições de chuva intensa.

A viatura Protector que procurou posicionar-se mais perto do foco principal do incêndio (secção central da fuselagem) e simultaneamente em posição mais favorável ao vento, ficou atolada, após ter evitado uma vala de drenagem que se encontrava a cerca de 50 metros a leste dos destroços.

O operador do canhão optou pelo lançamento de espuma em modo disperso, cobrindo, além da asa esquerda, toda a parte esquerda da fuselagem central e posterior, protegendo os sobreviventes e os bombeiros.

Constatou-se que todas as viaturas que, na segunda actuação, procuraram um posicionamento mais adequado ao vento e mais próximo dos tanques de combustível da aeronave, ficaram imobilizadas nos terrenos alagados na faixa de segurança, (à excepção da viatura nº 2 que furou) devido à ausência de acessos de emergência alternativos, conforme recomendação da ICAO.

2.7.4 Reabastecimento

A operação de reabastecimento de água revelou-se de tal modo demorada, para as três viaturas que a efectuaram, que, independentemente das dificuldades de reposicionamento posteriormente verificadas, constatou-se que no momento em que regressaram ao local do incêndio já muito dificilmente poderiam ter uma acção eficaz no combate e salvamento.

Constatou-se que a demora das viaturas, foi devida a não estar previsto, no poço de reabastecimento, um dispositivo de acoplamento rápido da mangueira do poço ao tanque da viatura, o que obrigou o operador a sair da cabina, ligar as bombas submersas, subir ao tanque da viatura aí permanecendo até ao fim do reabastecimento.

Constatou-se que duas viaturas se encontraram no poço de reabastecimento, não podendo ser abastecidas em simultâneo pelo facto das bombas submersas não terem sido dimensionadas para uma situação deste tipo.

As duas bombas existentes têm um caudal unitário de 750 litros/minuto, insuficiente para reabastecer, em tempo útil, duas viaturas de capacidade unitária de 12.000 litros.

2.8 PLANO DE EMERGÊNCIA

2.8.1 Geral

Se se atender às condições ambientais particularmente adversas e à hora a que ocorreu o acidente, pode concluir-se que as operações de accionamento e posterior desenvolvimento do Plano de Emergência decorreram satisfatoriamente, tendo-se verificado não só uma rápida intervenção no ataque ao incêndio, como também a concentração, em cerca de 45 minutos, de um elevado número de recursos humanos e materiais para as operações de salvamento e evacuação hospitalar.

No entanto, por dificuldades de comunicação e insuficiências do próprio Plano de Emergência, nunca se chegou a constituir funcionalmente o Centro Operacional de Emergência, gerando, conforme se analisa nos parágrafos seguintes, ineficiências nas acções de direcção, coordenação e apoio às várias entidades envolvidas.

2.8.2 Execução do Plano de Emergência

A identificação do Plano de Operações correspondente à situação "Acidente ou Iminência de Acidente com Aeronave", na área do aeroporto ou suas vizinhanças, foi correctamente efectuada, tendo accionamento e o desenvolvimento das primeiras fases do plano decorrido sem quaisquer reparos. Assim, no início da emergência, a

actuação disciplinadora do Serviço de Socorros e da Coordenação do S.O.A. permitiu manter uma certa ordem no desenrolar das operações.

Seguidamente o plano prevê que os membros do Centro de Operações de Emergência - C.O.E. - sejam avisados e que, progressivamente assumam a direcção e coordenação das operações. No entanto, apesar de relatórios sectoriais afirmarem que os seus membros foram avisados, na prática verificou-se que o COE não chegou a funcionar como equipa de apoio, coordenadora e dirigente das acções das várias entidades envolvidas. As suas intervenções, como se depreende da audição do canal de emergência, foram sempre pautadas por acções desgarradas e sem disciplina nas comunicações.

Também o Posto de Comando Móvel - PCM - funcionou, pelo menos na primeira meia hora, na pessoa do Chefe do Departamento de Socorros. Depois, por falta de apoio do COE começaram a aparecer vários elementos da Torre de Controle, SOA, Bombeiros municipais e ainda o Chefe da Torre de Controle, Director e Subdirector do Aeroporto.

A situação descrita fez transferir para o Chefe do Departamento de Socorros a coordenação de uma série de tarefas de apoio em detrimento da execução de outras que, no Plano de Operações, lhe estavam especificamente destinadas.

Estão neste caso a deslocação da Torre de Iluminação Autónoma e das viaturas de apoio aos postos de triagem e primeiros socorros. Esta última viatura - ambulância - deveria ainda ter conduzido para o local do sinistro o enfermeiro do posto de socorros da aerogare.

O chefe dos socorros é ainda, segundo o Plano, responsável pela constituição de um "Posto de Reunião de Sinistrados", em tenda.

Nenhuma destas actividades foi completada em tempo útil, tendo sido virtualmente impossível agrupar os passageiros devido ao pânico gerado pelas explosões do combustível, o que levou a maior parte dos sobreviventes a abandonar o local do acidente pelos seus próprios meios, transferindo indevidamente para o posto de socorros da aerogare o primeiro apoio médico aos sinistrados.

Embora a não implementação de uma zona de triagem e respectivas prioridades no local previsto, não tivesse, neste acidente, implicações significativas na taxa de sobrevivência, um acidente com outras repercussões ao nível da tipologia das lesões, nomeadamente lesões traumáticas graves ou hemorragias severas, teria muito provavelmente, acentuada influência negativa na sobrevivência.

Face ao exposto, considera-se absolutamente necessário que sejam testadas novas metodologias nos futuros exercícios sectoriais de constituição e funcionamento do Centro Operacional de Emergência, simulando não só este Plano de Operações, mas outros em que o empenhamento de meios exteriores torne as instruções de coordenação fundamentais para a mobilização e actuação de todas as entidades envolvidas. Particularmente devem ser estabelecidas rotinas de comunicações activadas logo que se declara e identifica o tipo de emergência.

Por outro lado, em caso de acidente com uma aeronave de grande capacidade (*wide body*) torna-se clara a impossibilidade de os Serviços de Socorros, com a actual dotação dos turnos, poderem cumprir atempadamente as tarefas que lhe estão atribuídas neste Plano de Operações a que se juntam as dificuldades de reabastecimento de água, já referidas.

2.8.3 Considerações sobre o Plano de Emergência

2.8.3.1 Considerações Gerais

O plano de emergência do Aeroporto de Faro, foi elaborado com base num modelo conceptual comum, segundo as recomendações da Comissão FAL/SEC para os planos de contingência e também com base nas directivas da ICAO.

Embora globalmente o plano em vigor esteja organizado em consonância com as recomendações existentes e compreenda os diversos planos de operações previstos, haverá algumas áreas onde o mesmo necessitaria de ser melhorado e completado.

Numa análise efectuada aos aspectos descritos no Airport Emergency Planning da ICAO (Doc 9137-AN/898-Part 7) observam-se algumas discrepâncias e insuficiências em relação aos

procedimentos recomendados pela ICAO, que poderão ter contribuído para que alguns dos pontos descritos no plano existente não fossem activados ou tivessem uma eficácia menor que a desejada.

Ainda que estas insuficiências tivessem apenas influência relativa no resultado final da operação de emergência que decorreu em Faro no acidente em causa, é de admitir que se as condições, a localização, o tipo de acidente e lesões sofridas pelos ocupantes e a hora do mesmo fossem outros, o grau de eficácia poderia ter sido menor.

2.8.3.2 Aspectos Pontuais a Equacionar

Treino das Equipas de Socorro e Salvamento

Dado que na maioria dos casos serão os elementos destas equipas (bombeiros, pessoal do aeroporto) os primeiros a chëgar ao local do acidente e durante bastante tempo poderão ser os únicos presentes, é fundamental que os mesmos sejam capazes de realizar um dos objectivos prioritários que é o apoio imediato aos feridos graves, sem o qual rãpidamente estes se tornarãõ fatalidades.

Nesse sentido, e como não existia médico permanente no Aeroporto, devem existir pelo menos 2 elementos/turno (identificados) com treino de manobras de ressuscitação cardiopulmonar e primeiros socorros, passíveis de efectuar esta função se necessário.

O treino específico deverá ser repetido regularmente para manutenção da proficiência e deverá haver listas dos indivíduos adequadamente treinados.

Serviços médicos de apoio (3.6 e 3.7 do Doc.9137/AN 898)

Como não existe médico fixo no Aeroporto, e a criação da equipa médica é da responsabilidade do H.D. Faro, torna-se necessário, e seguindo as recomendações contidas no referido Manual da ICAO, definir no plano nomes e funções dos médicos e enfermeiros envolvidos e todos os hospitais passíveis de fornecer apoio

específico e diferenciado nomeadamente nas áreas de neurocirurgia, queimados e cirurgia torácica.

Assim não existe, como seria desejável, uma lista de médicos (e substitutos) a deslocar de imediato para o local do acidente para coordenar a triagem e o transporte para o hospital. Essa lista deverá nomear o coordenador- médico responsável que poderá ser igualmente o Oficial de transporte. Ele será responsável por todos os contactos entre o local do sinistro e hospitais envolvidos.

O plano deverá igualmente conter uma lista de hospitais adstritos, identificando as suas capacidades específicas, localização e acesso, aspecto considerado mandatário pela ICAO.

Os hospitais envolvidos, em especial o Hospital Distrital de Faro, deverá ter elaborado um plano de contingência para a mobilização de equipas médicas o mais rapidamente possível.

Meios de Transporte (3.11 do Doc.9137/AN 898)

No sentido de mobilizar rapidamente meios de transporte, quer dos sinistrados, quer dos elementos envolvidos nas diversas operações de socorro e salvamento, é recomendável definir no plano os meios existentes, através do respectivo inventariado.

O plano deverá conter explicitamente todos os equipamentos (autocarros, ambulâncias, carros de bombeiros, veículos de manutenção e apoio) disponíveis e a quem cabe a responsabilidade de os transportar/movimentar, para que se verifiquem o mínimo possível de tempos mortos nas acções a empreender.

Relações com a protecção civil (3.13 do Doc.9137/AN 898)

Dado que as emergências previstas no plano existente podem implicar (ou normalmente implicam) mobilização de meios e envolvimento da protecção civil local, as formas de cooperação e préplaneamento deverão ser integradas e explicitadas de forma concreta no plano, conforme recomendações existentes na ICAO.

Outros aspectos gerais de pré-planeamento
(3.14, 3.18 e 3.19 do Doc.9137/AN 898)

Todos os acordos de mútuo auxílio com entidades eventualmente a envolver nas operações, nomeadamente corporações de bombeiros, serviços policiais e de segurança e serviços médicos, devem estar firmados por escrito, segundo modelo apresentado no apêndice 5 do Manual.

Para uma gestão adequada das relações com a comunicação social e as partes envolvidas, deverá estar previamente definido um Oficial de Informação que filtre a informação a ser fornecida, evitando declarações diversas extemporâneas que possam vir a perturbar a investigação em curso.

Finalmente é recomendável a existência na área de um centro de apoio mental para apoio psicológico às situações de choque pós-traumático nos sobreviventes, familiares ou pessoal diverso envolvido na emergência.

Material disponível para a operação de emergência
(9.3 e 9.5 do Doc.9137)

Não tendo sido estabelecido área de triagem e prioridade de assistência aos sinistrados, não foi necessário catalogar os mesmos em termos de gravidade das lesões sustidas.

Recomenda o Manual da ICAO nesta matéria que os sinistrados deverão ser definidos com talões coloridos, simples e de rápida aplicação, standardizados. Segundo o aconselhado deverá haver 4 cores, vermelho para a primeira prioridade, amarelo para a segunda, verde para a terceira e preto para os mortos.

Nesta área de socorros imediatos, para os sinistrados de primeira prioridade em situação de risco de vida eminente, deverá haver uma ou mais ambulâncias totalmente medicalizadas e adaptadas a situação de emergência, com capacidade de ressuscitação cardiopulmonar e ventilação assistida provisória, onde os feridos graves poderão ser estabilizados até serem transferidos para a unidade hospitalar adequada.

Material médico exigível para disponibilidade contínua no aeroporto

A lista de material médico existente deverá constar do plano de emergência em vigor, sendo função do tipo de aeroporto e do tipo de aviões que nele operam.

Assim, um aeroporto como o de Faro, onde operam aviões "wide-body", deveria seguir as orientações sugeridas na lista 3-1 do apêndice 3 do Manual. Dos materiais constantes dessa lista, salienta-se:

- 100 macas
- 10 colchões para imobilização de fracturas de coluna
- 50 talas insufláveis e 50 caixas de primeiros socorros
- 20 conjuntos de ressuscitação
- 2-3 electrocardiógrafos e ventiladores
- 300-500 sacos adequados para mortos

Todos estes materiais deverão ser regularmente renovados e repostos em caso de consumo, sendo a sua gestão efectuada pelo posto médico ou de socorros do aeroporto.

3. CONCLUSÕES

3.1 FACTOS ESTABELECIDOS

A aeronave estava em condições de navegabilidade e devidamente certificada para o voo em causa.

O peso e a centragem da aeronave encontravam-se dentro dos limites aprovados.

Não foram detectadas falhas de funcionamento da aeronave e seus sistemas que possam ter contribuído para a diminuição da sua segurança ou aumentado a carga de trabalho da tripulação durante a fase final do voo.

Os itens inoperativos, à partida do voo de Amsterdão, não afectavam a operação da aeronave .

A tripulação encontrava-se devidamente licenciada, qualificada e certificada para a operação da aeronave.

Os controladores de tráfego aéreo estavam devidamente licenciados e qualificados.

A tripulação e os controladores de tráfego aéreo tinham cumprido horários de trabalho respeitando os regulamentos vigentes.

As condições meteorológicas no aeroporto de Faro na madrugada e manhã do dia do acidente foram determinadas por uma depressão centrada, na altura do acidente, a cerca de 250 milhas náuticas a oes-sudoeste do aeroporto de Faro e uma pressão de 1006 hPa no centro. A depressão que se estendia em altitude com um eixo praticamente vertical, transportava na sua circulação uma massa de ar marítimo muito húmido e instável, instabilidade que se estendia praticamente a toda a troposfera. No bordo sueste da depressão geraram-se faixas organizadas de convergência com bandas nebulosas onde se encontravam embebidos cumulonimbos de grande desenvolvimento vertical que atingiram sucessivamente a região do aeroporto de Faro. A dianteira de uma dessas faixas de convergência atingiu o aeroporto de Faro cerca das 07:30 UTC e às 12:00 UTC ainda afectava a região. Daí a ocorrência de trovoadas e aguaceiros fortes e até mesmo violentos, com uma variabilidade local do vento muito grande, ocorrendo então rajadas que poderão ter ultrapassado, na região do aeroporto, 40 nós. O vento médio soprou de sueste e su-sueste com intensidades médias de 10 a 17 kt que ocasionalmente, com a passagem de cumulonimbos, poderão ter ultrapassado os 20 a 25 kt. A visibilidade à superfície era de 6 a 9 km, reduzindo-se para valores de 2 a 4 km durante os períodos de precipitação mais intensa.

A previsão para o aeroporto de Faro válida para o período das 04:00 às 13:00 UTC, dava vento à superfície de 150° com 15 nós, visibilidade superior a 10 km, 3/8 de estratos a 500 pés mais 4/8 de cumulos a 1200 pés mais 5/8 de estratocumulos a 2500 pés; temporariamente, visibilidade 6000 metros, aguaceiros fracos de chuva ou trovoadas fracas ou moderadas com chuva mas sem saraiva; intermitentemente, visibilidade superior a 10 km, trovoadas moderadas e 2/8 de cumulonimbos a 1800 pés.

Às 04:45 UTC o Centro Meteorológico para a Aeronáutica do Aeroporto de Lisboa enviou um SIGMET, válido entre as 06:00 e as 12:00 UTC, em que se previa turbulência de ar limpo moderada e localmente severa acima do FL 340 e trovoadas e forte formação de gelo na FIR de Lisboa. Este SIGMET não foi transmitido à aeronave.

Às 07:09:58 UTC o controle de aproximação de Faro transmitiu a seguinte informação meteorológica ao voo MP495: vento de 150 18 nós, visibilidade 2 500 metros, tempo presente trovoadas, nebulosidade 3/8 a 500 pés mais 7/8 a 2 300 pés mais 1/8 de cumulonimbos a 2 500 pés, temperatura 16°, QNH 1 013.

A aeronave atravessou, na fase de aproximação uma zona de turbulência associada a fenómenos de microburst e downburst que desencadearam instabilidade longitudinal da aeronave.

A utilização dos sistemas automáticos de voo (ATS + CWS), terá degradado a percepção da tripulação para a turbulência e instabilidade da aproximação.

A aeronave foi informada pelo Controle de Aproximação que a pista se encontrava alagada (*flooded*).

A tripulação não associou o termo "*flooded*" a más condições de travagem (*POOR*), por falta de actualização, à fraseologia ICAO, dos Manuais de operação e do treino da tripulação.

O Controle de Aproximação transmitiu às aeronaves vento instantâneo em vez de vento médio de período 2 minutos e vento da pista 29 em vez de vento da pista 11.

Às 07:32:15 UTC o controle de aproximação de Faro transmitiu a última informação de vento: vento 150 15 nós máximo 20 nós.

O Controle de Aproximação não transmitiu à aeronave informação do vento na pista 11 que atingiu 220º com 35 kts entre as 07:32:40 e as 07:33:30 UTC.

Às 07:33:20 UTC, ocorreu o acidente.

Às 07:35:30 UTC foi registado pelo SIO um aviso de cisalhamento de vento.

Cerca das 08:00 UTC, trabalhadores rurais assinalaram na zona do aeroporto um vento muito forte que se fez sentir ao longo de uma faixa estreita, que cortou o início da pista 11 de sul para norte, tendo destruído algumas estufas a sul e a norte da pista 11, e uma parte da vedação do aeroporto próximo dos sensores do vento da pista 11. Atribuíram essa destruição a um fenómeno local que é designado "manga de vento", e que se afigura ter intensidade suficiente para afectar as operações de aterragem e descolagem no aeroporto de Faro.

A tripulação não integrou as informações resultantes da instabilidade e da degradação momentânea da visibilidade na fase final da aproximação, e tendo interpretado incorrectamente a comunicação do estado da pista (*flooded*), não tomou a decisão de abandonar a aproximação.

A 80 ft (RA) o piloto automático desengatou o modo CWS, aparentemente de forma não intencional. Não foi provado que a tripulação se tenha apercebido que a luz avisadora desta condição estivesse a sinalizar.

A função CWS do piloto automático foi desligada à altura rádio (RA) de 80 ft, de um modo aparentemente não intencional, quando deveria tê-lo sido, por decisão da tripulação, a uma altura não inferior a 150 ft acima da soleira da pista.

A 150 ft (RA) a potência foi reduzida para *flight idle* pelo ATS e mantida reduzida, provavelmente pela acção do copiloto. Em condições normais o retard mode do ATS inicia-se aos 50 ft (RA).

A redução prematura da potência, provavelmente agravou a razão de descida que atingiu valores que excederam os limites operacionais da aeronave. Não houve variação significativa da velocidade e direcção do vento nos últimos 20 segundos, de acordo com os valores registados no SIO.

A intervenção do comandante durante toda a aproximação, afigura-se demasiadamente passiva e, no caso do aumento final da potência, tardia.

A fractura do trem de aterragem principal direito foi devida à conjugação da elevada razão de descida com a correcção de abatimento presente no instante do contacto com a pista.

Os sensores do vento da pista 11 estão colocados a 17 metros acima do nível da pista junto a um talude em escavação com 7 metros de altura, situado entre os sensores e a pista.

O vento médio é determinado por uma média escalar das direcções e intensidades do vento no período considerado e não por uma média vectorial.

O relógio da meteorologia (SIO) apresentava um atraso de minuto e meio relativamente ao relógio padrão do ATC.

Não existiam procedimentos escritos para o acerto do relógio do SIO.

O registo do SIO não arquiva toda a informação meteorológica disponível nas posições de controle da Torre.

Não existe acordo escrito entre o Instituto Nacional de Meteorologia e Geofísica e a Empresa Pública Aeroportos e Navegação Aérea, sobre a exploração da informação fornecida pelo Sistema Integrado de Observação (SIO).

A definição de responsabilidades relativamente à calibração dos sensores meteorológicos é interpretada de forma diferente pela ANA e pelo I.N.M.G.

Não existem, na Torre de controle, visualizadores independentes para cada uma das zonas cobertas por cada par de sensores.

Os visualizadores de vento não dispõem de indicação clara da zona coberta pela informação apresentada.

Não existiam procedimentos escritos de rendição de turno, que incluam lista de operações a efectuar antes de iniciar o serviço, bem como durante o turno, de forma a assegurar a correcção da informação apresentada.

Não estavam publicadas Práticas Operacionais ATS que visassem diminuir a possibilidade de ocorrência de erros humanos.

Não foi constatado que a Direcção Geral da Aviação Civil, nos termos da alínea o) do Artigo 3º do Decreto Lei 242/79, tenha fiscalizado o cumprimento das normas aplicáveis ao funcionamento dos Serviços de Tráfego Aéreo do aeroporto de Faro.

A actuação dos bombeiros do aeroporto foi dificultada pelas condições dos acessos ao local do acidente.

O incêndio iniciou-se pela rotura dos tanques integrais da asa direita imediatamente após o impacto com a pista.

A sobrevivência foi condicionada pelo fogo que deflagrou e se propagou após o impacto.

O acidente era globalmente sobrevivível.

A acção dos bombeiros contribuiu de forma significativa para a sobrevivência dos ocupantes da secção posterior, mantendo livres as escapatórias.

O Plano de Emergência foi accionado de forma adequada, sendo o seu posterior desenvolvimento afectado por deficientes instruções de coordenação.

O equipamento médico de apoio à emergência existente no aeroporto de Faro quando do acidente, foi inadequado nalgumas áreas de intervenção.

3.2 CAUSAS

A Comissão de Inquérito determinou que as causas prováveis para a ocorrência do acidente foram:

- A elevada razão de descida na fase final da aproximação e na aterragem efectuada sobre o trem direito, que excedeu as limitações estruturais da aeronave.
- O vento cruzado, que excedeu as limitações da aeronave, ocorrido na fase final da aproximação e na aterragem.

A combinação destes dois factores determinaram esforços que excederam as limitações estruturais da aeronave.

Foram factores contributivos para o acidente:

- A instabilidade da aproximação.
- A redução prematura dos motores, com a manutenção dessa condição, provavelmente devido à acção da tripulação.
- A incorrecta informação do vento fornecida pelo Controle de Aproximação.
- A não existência de um dispositivo de luzes de aproximação
- A incorrecta avaliação, por parte da tripulação, do estado da pista.
- O modo CWS, do piloto automático, ter desengatado a cerca de 80 ft (RA), passando a aeronave para controle manual numa fase crítica da aterragem.
- A actuação tardia da tripulação no sentido de acelerar os motores.
- A degradação da sustentação provocada pelos intensos aguaceiros.

4. RECOMENDAÇÕES

São recomendações desta Comissão:

- 4.1** Que sejam revistos os procedimentos actuais referentes à operação do ATS e CWS durante as fases de aproximação e aterragem, especialmente em condições atmosféricas desfavoráveis.
- 4.2** A Martinair deverá rever o seu Manual de Operações de Voo (BIM) no sentido de:
- 4.2.1** - Rever os procedimentos de aterragem ou descolagem, por forma a definir, se, e em que condições estas manobras devem ser executadas pelo copiloto, sempre que as condições meteorológicas sejam adversas e/ou os parâmetros operacionais marginais.
- 4.2.2** - Rever os procedimentos operacionais relativos à operação do inversor de impulso do motor 2, por forma a definir uma política clara sobre a matéria.
- 4.3** Que seja reavaliado, pela Martinair, o treino das tripulações no referente a “*windshear*”, designadamente no que concerne ao reconhecimento da possibilidade e da existência desse fenómeno.
- 4.4** Que a Empresa Pública Aeroportos e Navegação Aérea instale no Aeroporto de Faro um sistema de luzes de aproximação visando facilitar a percepção, por parte do piloto, em condições de visibilidade reduzida, de desvios em relação ao eixo da pista.
- 4.5** Que a Empresa Pública Aeroportos e Navegação Aérea publique procedimentos para a exploração pelo Controlo de Tráfego Aéreo, da informação fornecida pelo Sistema Integrado de Observação.

- 4.6** Que seja registada e arquivada, para fins de investigação de acidentes e incidentes, toda a informação meteorológica disponível na Torre de Controle de Aeródromo.
- 4.7** Que a Empresa Pública Aeroportos e Navegação Aérea institua um conjunto de "Práticas Operacionais ATS", tendentes a minimizar a ocorrência de erros humanos.
- 4.8** Que sejam instalados na Torre de Controle visualizadores de vento de acordo com as recomendações internacionais.
- 4.9** Que os sensores de vento da pista 11 sejam instalados de acordo com as recomendações internacionais.
- 4.10** Que os ventos médios fornecidos pelo SIO sejam alterados para médias vectoriais.
- 4.11** Que o Instituto de Meteorologia estude e divulgue o fenómeno meteorológico localmente designado "MANGA DE VENTO".
- 4.12** Que seja estabelecido acordo escrito entre a Autoridade Meteorológica e a Autoridade ATS, definindo os serviços a prestar e as responsabilidades de cada uma dessas autoridades na área da Meteorologia Aeronáutica.
- 4.13** Que a Empresa Pública Aeroportos e Navegação Aérea:
- 4.13.1** - Proceda ao melhoramento dos acessos de emergência do quartel dos bombeiros à pista, crie acessos alternativos e melhore a drenagem dos terrenos das faixas de segurança.
 - 4.13.2** - Proceda à remodelação do sistema de abastecimento de água das viaturas de combate a incêndios.
 - 4.13.3** - Reveja e adapte os Planos de Emergência dos aeroportos nacionais, de acordo com as recomendações da ICAO.

- 4.14** Que sejam criadas condições que permitam realizar inspecções aos Serviços de Tráfego Aéreo da Empresa Pública Aeroportos e Navegação Aérea.
-

ICAO Note.— Sections 1.5 to 1.17 and the Appendices were not reproduced.

ICAO Ref.: 0155/92.

ICAO TECHNICAL PUBLICATIONS

The following summary gives the status, and also describes in general terms the contents of the various series of technical publications issued by the International Civil Aviation Organization. It does not include specialized publications that do not fall specifically within one of the series, such as the Aeronautical Chart Catalogue or the Meteorological Tables for International Air Navigation.

International Standards and Recommended Practices are adopted by the Council in accordance with Articles 54, 37 and 90 of the Convention on International Civil Aviation and are designated, for convenience, as Annexes to the Convention. The uniform application by Contracting States of the specifications contained in the International Standards is recognized as necessary for the safety or regularity of international air navigation while the uniform application of the specifications in the Recommended Practices is regarded as desirable in the interest of safety, regularity or efficiency of international air navigation. Knowledge of any differences between the national regulations or practices of a State and those established by an International Standard is essential to the safety or regularity of international air navigation. In the event of non-compliance with an International Standard, a State has, in fact, an obligation, under Article 38 of the Convention, to notify the Council of any differences. Knowledge of differences from Recommended Practices may also be important for the safety of air navigation and, although the Convention does not impose any obligation with regard thereto, the Council has invited Contracting States to notify such differences in addition to those relating to International Standards.

Procedures for Air Navigation Services (PANS) are approved by the Council for worldwide application. They contain, for the most part, operating procedures regarded as not yet having attained a sufficient degree of

maturity for adoption as International Standards and Recommended Practices, as well as material of a more permanent character which is considered too detailed for incorporation in an Annex, or is susceptible to frequent amendment, for which the processes of the Convention would be too cumbersome.

Regional Supplementary Procedures (SUPPS) have a status similar to that of PANS in that they are approved by the Council, but only for application in the respective regions. They are prepared in consolidated form, since certain of the procedures apply to overlapping regions or are common to two or more regions.

The following publications are prepared by authority of the Secretary General in accordance with the principles and policies approved by the Council.

Technical Manuals provide guidance and information in amplification of the International Standards, Recommended Practices and PANS, the implementation of which they are designed to facilitate.

Air Navigation Plans detail requirements for facilities and services for international air navigation in the respective ICAO Air Navigation Regions. They are prepared on the authority of the Secretary General on the basis of recommendations of regional air navigation meetings and of the Council action thereon. The plans are amended periodically to reflect changes in requirements and in the status of implementation of the recommended facilities and services.

ICAO Circulars make available specialized information of interest to Contracting States. This includes studies on technical subjects.

© ICAO 2003
ISSN 0443-7926
4/03, T/P1/1700

Order No. CIR296
Printed in ICAO

ISBN 92-9194-059-3



9 7 8 9 2 9 1 9 4 0 5 9 2