

Bureau Enquêtes-Accidents



R A P P O R T

*relatif à l'accident survenu le 31 mars 1992
à Istres (13)
au Boeing 707
immatriculé 5N-MAS
exploité par la compagnie Trans-Air Limited
(Nigéria)*

5n-s920331

AVERTISSEMENT

Le présent rapport exprime les conclusions techniques auxquelles est parvenu le Bureau Enquêtes-Accidents sur les circonstances et les causes de cet accident.

Conformément à l'Annexe 13 de la Convention relative à l'aviation civile internationale, l'analyse de l'événement n'a pas été conduite et les conclusions et recommandations de sécurité n'ont pas été formulées de façon à établir des fautes ou évaluer des responsabilités individuelles ou collectives. Leur seul objectif est de tirer de cet événement des enseignements susceptibles de prévenir de futurs accidents.

Dans cette démarche, parce que le doute doit profiter à la sécurité, certaines des recommandations proposées peuvent concerner des points dont la démonstration rigoureuse n'a pas toujours pu être apportée, ou qui sont même parfois sans relation directe avec les causes de l'accident.

De plus, ce rapport a été rédigé au terme d'investigations approfondies et s'appuie donc sur des connaissances qui peuvent différer notablement de celles qui prévalaient au moment de l'accident.

Enfin, bien que les personnes et organismes dont la consultation a été jugée opportune aient été invitées à présenter leurs observations en temps utile, l'enquête n'a pas été menée de façon contradictoire.

En conséquence, l'utilisation de ce rapport à d'autres fins que la prévention de futurs accidents pourrait conduire à des interprétations erronées.

S Y N O P S I S

Date de l'accident

Le mardi 31 mars 1992 à 8h40 UTC¹

Aéronef

Boeing 707

Immatriculé 5N-MAS

Lieu de l'accident

Survol de la France

Propriétaire

Trans-Air Services Ltd

(niveau 330)

Nature du vol

Vol à la demande

Transport de fret

Exploitant

Trans-Air Services Ltd

Personnes à bord

Commandant de bord

Copilote

Mécanicien navigant

Mécanicien sol

Responsable du chargement

~~~~~

**Résumé**

L'avion-cargo effectue un vol Luxembourg-Kano (Nigéria). Alors qu'il survole la Drôme, en montée vers le niveau 330, les deux moteurs de l'aile droite se détachent. L'équipage réussit à contrôler l'avion et se pose, train et volets sortis, aile droite en feu, sur la base aérienne d'Istres. L'avion sort de piste à gauche. Les cinq occupants évacuent l'appareil. Les pompiers éteignent le feu.

**Conséquences**

|           | Personnes |           |            | Matériel | Tiers |
|-----------|-----------|-----------|------------|----------|-------|
|           | Tué(s)    | Blessé(s) | Indemne(s) |          |       |
| Equipe    |           |           | 5          | Détruit  | Néant |
| Passagers |           |           |            |          |       |

<sup>1</sup>Sauf précision contraire, les heures figurant dans ce rapport sont exprimées en temps universel coordonné (UTC). Il convient d'y ajouter ??????? heures pour obtenir l'heure légale en vigueur en France métropolitaine (*ou bien indiquer le lieu outre-mer*) le jour de l'accident.

## **1- RENSEIGNEMENTS DE BASE**

### **1.1 Déroulement du vol**

L'avion, sous plan de vol IFR<sup>(°)</sup>, effectue un vol entre Luxembourg et Kano (Nigéria), en transportant du fret. Il a décollé de l'aérodrome de Luxembourg à 7h14, à la charge maximale de 150 tonnes dont 38 tonnes de fret et 116 000 livres de carburant.

L'équipage se compose de trois hommes, commandant de bord, copilote, mécanicien navigant. Deux passagers sont à bord, un mécanicien sol et un responsable du fret.

L'appareil, au cap 199 sur la route passant par le point "VILAR" et le VOR de Martigues, au dessus du département de la Drôme, est autorisé par le Centre Régional de Navigation Aérienne sud-est (CRNA/SE), à quitter le niveau 290 pour monter au niveau 330. Cette partie du vol s'effectue en conditions de vol aux instruments, en atmosphère turbulente. Manettes des gaz à la puissance de montée, pilote automatique enclenché, l'avion, à la vitesse indiquée de 280 kt, franchit le niveau 320. Il survole l'extrême sud-est de la Drôme, à 20 miles nautiques à l'ouest de Sisteron.

A cet instant, l'équipage ressent une forte turbulence et entend un "double bang". L'appareil part brutalement en roulis à droite. Le commandant de bord déconnecte le pilote automatique et lutte pour garder le contrôle en "contrant" au manche et au palonnier.

La sonnerie continue de l'alarme sonore feu retentit. Elle correspond au moteur n° 4 d'après la signalisation lumineuse. La signalisation d'un feu au moteur n° 3 s'allume peu après. L'équipage constate que les manettes des gaz de ces moteurs se sont déplacées d'elles-mêmes vers l'avant.

Le niveau sonore du cockpit est extrêmement important, dominé par l'alarme feu moteur(s) que le mécanicien navigant ne parvient pas à couper malgré des actions répétées sur le bouton de coupure au panneau. Une autre alarme sonore s'y superpose, celle de la dépressurisation, pendant pratiquement toute la durée du vol et jusqu'à l'atterrissage (klaxon intermittent).

L'écoute de l'enregistreur de conversations (Cockpit Voice Recorder, CVR) et les témoignages des membres d'équipage ont permis de décrire les actions essentielles respectivement exécutées dans cette situation de détresse par le commandant de bord, le copilote, le mécanicien navigant et les deux passagers, actions ayant abouti à la réussite de l'atterrissage sur un terrain de déroutement :

(°) : Règles de vol aux instruments

Le commandant de bord s'inquiète de l'origine de l'alarme "feu". Le copilote annonce que le moteur n° 4 (extérieur droit) "a quitté l'aile" et lance aussitôt l'appel d'urgence "MAYDAY, MAYDAY". Il précise peu après que ce sont en fait les deux moteurs droits "qui sont partis".

Le mécanicien navigant propose d'alléger l'appareil en vidangeant le carburant. Le commandant de bord accepte immédiatement.

Pendant que le copilote assure le trafic radio et précise la nature des ennuis de l'avion, le commandant de bord qui lutte aux commandes pour garder le contrôle demande les conditions météorologiques à Marseille et ordonne la sortie du train. Une descente vers Marseille est entamée.

Le mécanicien navigant, aidé par le mécanicien sol, sort le train en procédure de secours et poursuit l'opération de vidange du carburant.

Le copilote vérifie que la procédure de secours préconisée en cas de séparation moteur est en cours d'exécution et, gérant toujours les communications radio, s'efforce d'obtenir les conditions météorologiques de Marseille. A la demande du commandant de bord, il précise au contrôle que les capacités de manœuvre de l'appareil sont limitées.

Le copilote aperçoit un terrain "droit devant" et demande à l'identifier. C'est le terrain militaire d'Istres. Il se renseigne sur la longueur de sa piste (4000 mètres) et obtient très vite l'autorisation d'utiliser ce terrain.

Il demande à faire un circuit par la gauche pour atterrir en piste 15 (à contre sens normal). Le contrôleur d'Istres accepte immédiatement.

L'écoute du CVR permet de se rendre compte des difficultés qu'éprouve le commandant de bord pour effectuer le dernier virage avant alignement. Le copilote l'encourage, répétant six fois de suite "left turn".

Dans ce dernier virage, le contrôleur précise à l'équipage que l'avion est en feu.

L'atterrissement s'effectue un peu à gauche de l'axe, l'avion touchant la piste à 190 kt. Le copilote et le mécanicien navigant aident le commandant de bord pendant cette phase. Le copilote tient les manettes des gaz des moteurs gauches. Le commandant de bord précise qu'il n'a plus de freins ("no hydraulic brakes!"), il utilise le circuit de freinage "secours". Les pneus du train principal gauche éclatent. Le mécanicien met la manette des gaz du moteur n° 2 en pleine puissance "inverseur".

L'avion, après 2300 mètres de roulage, sort à gauche de la piste et s'arrête 250 mètres plus loin, à 90° environ de l'axe de piste. Les pompiers éteignent le feu avec leurs véhicules incendie de grande capacité.

L'équipage évacue l'avion par les glaces latérales du cockpit à l'aide des cordes de secours. Les deux passagers sortent par la porte avant gauche.

L'équipage ne s'est rendu compte qu'une fois posé et arrêté que l'aile droite était en feu. En particulier, il semble que le copilote n'ait pas entendu l'observation du contrôleur.

L'atterrissement a eu lieu à 8h35, soit 24 minutes environ après la perte des deux moteurs droits.

## **1.2. Tués et blessés**

Néant

## **1.3. Dommages à l'aéronef**

L'appareil est très gravement endommagé par l'incendie de son aile droite (l'aile est pratiquement détruite, la partie arrière droite du fuselage a souffert du feu, cf les photos en annexe).

## **1.4. Autres dommages**

La cargaison (matériel de recharge pour l'industrie pétrolière et médicaments) est intacte.

Les moteurs, perdus en vol, sont tombés dans une zone montagneuse désertique, sans provoquer de dégâts particuliers.

## **1.5. Renseignements sur le personnel navigant technique et les passagers**

### - Commandant de bord

- . Homme, 57 ans, de nationalité suédoise,
- . Brevet de pilote de ligne n° D3506218555 du 22 décembre 1966. La licence correspondante de l'aviation civile suédoise (Swedish Aviation Authority) est validée le 19 mars 1992 par le ministère de l'aviation civile du Nigéria jusqu'au 18 septembre 1992.
- . Qualification B707 délivrée en mars 1982, en tant que Commandant de bord,  
Autres qualifications : DC6, L 188, S 210, B737,
- . Expérience
- . 26000 heures de vol environ, dont 7100 sur B707 dans les derniers 30 jours :  
33h10 + 4 heures  
de simulateur B 707,
- . Employé à la Société Trans-Air Service Limited depuis le 16 mars 1992.

### - Copilote

- . Homme, 44 ans, de nationalité anglaise,
- . Brevet de pilote de ligne britannique (United Kingdom Civil Aviation Authority, C.A.A.).

La licence correspondante du ministère de l'aviation civile du Nigéria (N° CP 2134839/A du 19 mars 1992) est valide jusqu'au 18 septembre 1992.

- . Qualification B 707 délivrée en mars 1982, en tant que copilote,
- . Expérience
- . 14000 heures de vol dont 4500 sur B707,
- . depuis le 1er janvier 1992 : 60 heures,
- . Employé à la Société Trans-Air Service Limited depuis le 16 mars 1992.

- Mécanicien navigant

- . Homme, 55 ans, de nationalité anglaise,
- . Licence n° 1090 d'ingénieur navigant, délivrée par l'aviation civile britannique (United Kingdom Civil Aviation Authority), le 7 octobre 1988 et valide jusqu'au 18 septembre 1992.

La licence correspondante du ministère de l'aviation civile du Nigéria est valide jusqu'au 31 mars 1993.

- . Expérience
- . Qualification B707
- . 18000 heures de vol, toutes sur B707,
- . 56 heures dans les 30 derniers jours,
- . Employé à la Société Trans-Air Service Limited depuis le 16 mars 1992.

. Mécanicien sol

- . Homme, 36 ans, de nationalité nigériane,
- . C'est un mécanicien non navigant, effectuant ce vol en complément d'équipage. Il possède une bonne expérience du Boeing 707.
- . Employé à la Société Trans-Air Service Limited depuis le 2 mars 1992.

. Responsable du chargement

- . Homme, 27 ans, de nationalité islandaise,
- . employé à la société Trans-Air Service Limited depuis le 16 mars 1992

## **1.6. Renseignements sur l'aéronef et sur son exploitation**

### **Cellule**

Constructeur : BOEING Aircraft Corporation

Type : B707-321CH

N° de série : 18718

Certificat de navigabilité : n° 772 délivré le 3 février 1992 , validé jusqu'au 2 février 1993,

Appareil construit en avril 1964

Heures de vol totales à la date du : - 60895 heures de vol/ 17907 cycles.

Certificat d'Immatriculation nigérian n° 772,

Heures de vol depuis révision générale à la date du :

### **Moteurs**

Constructeur :  
Type : JT3D-3B

PRATT AND WHITNEY

- le vieillissement des moteurs est donné par le tableau suivant :

|             | N°1    | N°2    | N°3    | N°4    |
|-------------|--------|--------|--------|--------|
| N° de série | 644426 | 645572 | 645468 | 643387 |
| Nb Hres Ft  | 39281  | 59728  | 35702  | 43629  |

### **1.6.3 Description technique sommaire du B 707**

#### Commandes de vol

##### gauchissement et profondeur

Les gouvernes sont munies de tabs commandés (servo-tabs) et de panneaux de compensation. Les tabs sont actionnés manuellement par les commandes de vol : c'est la force aérodynamique qui prend naissance sur le tab qui provoque le braquage de la gouverne.

##### direction

La gouverne de direction est actionnée par une servo-commande hydraulique. En cas de perte d'alimentation hydraulique, le tab permet le braquage de la gouverne avec un débattement réduit.

##### Circuit hydraulique

Il existe sur ce type d'appareil trois circuits :

**le circuit principal** mis en pression par deux pompes entraînées par les boîtiers d'accessoires des moteurs intérieurs (n° 2 et 3).

Il correspond aux servitudes ci-après :

- . manoeuvre du train
- . orientation des roues avant
- . freins (circuit normal)
- . volets
- . spoilers extérieurs

En cas d'arrêt d'un moteur interne, il est possible d'isoler la pompe hydraulique correspondante par un robinet coupe feu à partir d'un interrupteur au panneau latéral du mécanicien (à noter que l'hydraulique est également coupée par action sur la poignée "coupe-feu moteur").

**deux circuits auxiliaires**, mis en pression par électropompes.

Ces circuits auxiliaires, interdépendants (le circuit n° 1 pouvant fournir de la pression au circuit n° 2), sont utilisés pour les servitudes ci-après :

- . servo commande de direction
- . spoilers intérieurs.

### Système de freinage

**Le freinage normal (hydraulique):** est assuré d'abord par le circuit hydraulique principal, qui comporte en particulier un accumulateur spécifique de freinage. Il peut également être alimenté par les circuits hydrauliques auxiliaires.

**Le freinage en secours (pneumatique):** est assuré, en cas de panne hydraulique totale, par un circuit pneumatique (à partir d'une bouteille d'air) commandé depuis la planche pilote gauche. En secours, il n'y a ni freinage différentiel, ni dispositif antipatinage.

### Dispositif de vidange rapide du carburant en vol

Deux manches rétractables (une pour chaque aile) permettent la vidange de tous les réservoirs. Les commandes sont groupées sur le panneau latéral du mécanicien.

### Pressurisation

L'avion est pressurisé à l'aide d'air provenant de turbocompresseurs entraînés par les boitiers d'accessoires des moteurs n° 2, 3 et 4 ou de soutirage des moteurs et distribué par le circuit de conditionnement d'air.

Un klaxon fonctionne de façon intermittente si l'altitude cabine atteint 10000 pieds + - 250. Un bouton poussoir sur le panneau mécanicien supérieur permet de le neutraliser.

### Génération électrique

Très succinctement, la génération électrique se compose des réseaux suivants :

#### énergie électrique primaire

Courant alternatif triphasé fourni par quatre alternateurs 115/200 V 400 Hz entraînés chacun par un moteur,

#### énergie secondaire

- . du courant continu 28 V obtenu par quatre transformateurs redresseurs et une batterie de secours,
- . du courant alternatif 28 V/400 Hz produit par une série d'autotransformateurs.

Le courant est distribué par des barres bus. Par un circuit privilégié, dit "bus essentielle", il est possible de sélectionner n'importe quel alternateur à partir du panneau latéral du mécanicien.

En utilisation normale, la "bus essentielle" est branchée sur le moteur n° 3. L'ordre de priorité de branchement défini dans la procédure secours est le suivant : 3, 4, 1, 2.

#### **1.6.4 Maintenance**

Le bref historique suivant décrit la maintenance du 5N-MAS durant les dix dernières années :

- de janvier 1982 à juillet 1985, l'appareil (immatriculé G-BFZF) a été stocké à Lasham (Angleterre), la surveillance du stockage étant assurée par la société DAN-AIR Services Limited, Engineering Division, Lasham Airfield, Nr Alton Hampshire.

- de septembre 1985 à février 1986, la société DAN-AIR a réalisé les travaux de maintenance nécessaires à la remise en état de vol de l'appareil : visites "A","B", visites "C,2C,3C,4C,5C,D", conformément au programme de maintenance BOEING.

Ces travaux ont été réalisés alors que l'avion totalisait 52558 heures de vol et 15877 atterrissages. La CAA a établi le certificat de navigabilité le 19 février 1986. La nouvelle immatriculation de l'appareil est G-BNGH.

- une modification importante a été faite le 2 mai 1986 : "B707 quiet nacelle installation" (modification des capotages des moteurs assurant une meilleure insonorisation),

Cette modification est ainsi décrite dans la documentation en langue anglaise : "modified engine cowling in accordance with Shannon Engineering Master Drawing List (MDL) number JS1102001, revision B dated february 22, 1985 or later FAA approved Revision, STC SA 2699NM and FAA-PMA". Dans la suite du texte, cette modification est désignée sous le terme : "HUSH KIT".

- A partir de juin 1989, la maintenance a été confiée à la société britannique Modern Jet Support Centre (MJSC) à Manston, Kent, Angleterre.

Les principaux travaux effectués sont les suivants :

- . juin 89, visites A, B, EQ8
- . octobre 89, visites A, B, EQ9
- . janvier 90, visite B
- . mai 90, visite C
- . juin 90 réparation mineure de l'aile gauche,
- . octobre 90, changement des moteurs 1,3 et 4 sur instruction du propriétaire,
- . janvier 91, visite B

- . octobre 91, visite C
- . janvier 92, visite B
- . février 92, visites A et B.

L'appareil n'a effectué aucun vol du 24 octobre 1990 au 3 mars 1992. Il est remis en service le 4 mars 1992, sous l'immatriculation "5N-MAS", à partir de Southend (cf paragraphe 1.16.4 ci-après).

A la suite d'un éclatement des pneus du train principal gauche lors d'un vol de liaison entre Manston et Southend, le 6 mars 1992, causé par une panne du système de frein "antiskid", la remise en état ainsi qu'un contrôle de type A sont effectués par la société Heavylift de Southend, les 8 et 9 mars 1992.

### **1.6.5 Propriétaires et exploitants successifs**

Le tableau ci-après, établi à partir du registre anglais des immatriculations, donne la liste des propriétaires successifs de cet appareil, de 1978 à 1992, en précisant les changements d'immatriculation.

| Immatriculation | Période           | Propriétaire                      |
|-----------------|-------------------|-----------------------------------|
| G-BFZF          | du 09/78 au 01/83 | Scimitar Airlines Ltd             |
|                 | du 01/83 au 01/86 | Greyhound Equipment Financing Ltd |
| G-BNGH          | du 02/86 au 05/86 | Tradewinds Airways Ltd            |
|                 | du 05/86 au 12/91 | Trans-Air Service Ltd             |
|                 | du 12/91 au 02/92 |                                   |
| 5N-MAS          | du 02/92 au 03/92 |                                   |

## **1.7. Conditions météorologiques**

### **1.7.1 Situation générale**

#### En surface

A 6h00, une vaste zone dépressionnaire, centrée sur l'Angleterre, recouvre l'Europe occidentale. Un front froid actif est axé du nord de la France au couloir rhôdanien et se prolonge vers les Baléares et le détroit de Gibraltar. Sur la Provence et les Alpes, le temps perturbé est caractérisé par des pluies orageuses. Des chutes de grêle sont observées par endroits.

#### En altitude

A 6h00, au niveau de vol 300 (300hPa), une zone de basse pression à l'ouest de la Bretagne se prolonge par un thalweg sur la péninsule ibérique.

A l'avant de ce thalweg, un courant jet de sud sud ouest de 90 kt est axé du sud de l'Espagne aux Baléares, à la vallée du Rhône et au Luxembourg.

### **1.7.2 Conditions générales rencontrées en vol**

La reconstitution des conditions météorologiques est effectuée entre 8h00 et 8h35, correspondant à la période du survol de la moyenne vallée du Rhône jusqu'à l'atterrissement à Istres.

La couverture nuageuse est constituée par 8/8 d'altocumulus-altostratus (Ac-As) surmontés de cirrostratus (Cs) et cirrus (Ci) jusqu'à 7700-9200 m (Fl 250-300). Localement, des cumulonimbus (Cb), noyés dans la masse, se développent jusque vers 10000 m (Fl 330).

Des nuages de pluie et grêle, de neige en altitude sont signalés sur la Drôme et la Haute Provence.

La visibilité est nulle dans la couche nuageuse. Au dessous des bases de nuages, entre 800 et 1200 m, elle est supérieure à 10 km mais réduite localement à 1500-3000 m par les précipitations.

Les conditions de vents et températures en altitude sont les suivantes :

- FL 320 (9600 m) : 200-210°/70 kt, -57°C,
- FL 300 (9000 m) : 200-210°/70 à 80 kt, -53°C,
- FL 180 (5300 m) : 180 à 200°/50 à 65 kt, -25°C.

La turbulence, modérée à forte, faiblit dans les basses couches de l'atmosphère.

### **1.7.3 Conditions particulières lors de la séparation des deux moteurs droits**

Les traitements des images radar et du satellite METEOSAT permettent de déterminer la présence de deux Cb au dessus de la région de Séderon - Mont Ventoux - Nyons, triangle où évolue le 5N-MAS. Ces cumulonimbus sont noyés dans la masse nuageuse et émergent au dessus du niveau 330.

Par ailleurs, le vol s'effectue en bordure droite du courant jet de 90 kt.

Ces deux conditions météorologiques particulières simultanées sont génératrices de turbulences sévères, confirmées par l'équipage.

### **1.7.4 Conditions en approche et à l'atterrissement**

Les conditions s'améliorent à partir de la Durance et à partir d'Arles. Au niveau 90, le vol s'effectue sous la couche d'Ac-As. L'approche d'Istres est réalisée à 3000 pieds au niveau du sommet des stratocumulus et cumulus peu développés. La percée est réalisée à 2500-2600 pieds d'altitude (QNH 988 hPa).

Les conditions suivantes sont fournies à l'équipage par le contrôleur de Marseille Approche :

- à 8h22 : visibilité : 6 km  
nuages : 2/8 Sc 500 pieds, 3/8 Cb 1600 pieds et  
3/8 Cu 2000 pieds.
- à 8h23 : visibilité : 6 km  
temps significatif : pluie,  
nuages : 2/8 Sc 500 pieds, 3/8 Cb 1600 pieds  
et 3/8 Cu 2000 pieds.

La finale sur Istres, vers le seuil 15, s'effectue en conditions à vue, avec un vent au sol indiqué par le contrôleur de la tour de 320°/10 kt, puis à 8h34 de 320°/8 kt.

Les observations météorologiques d'Istres encadrant la finale et l'atterrissement sont les suivantes :

- à 8h30 : . vent : 310°/8 kt, pointes à 10 kt,  
. visibilité : 12 km,  
. phénomène de temps significatif : néant (arrêt de la pluie à 8h06),  
. nuages : 3/8 Sc 2600 pieds, 4/8 Sc 3300 pieds,  
7/8 Ac 9000 pieds,  
. température : 9,7°C, point de rosée : 7,6°C,  
. pressions QNH 988 hPa, QFE 985 hPa.
- à 8h36 : . vent : 320°/8 kt, pointes à 12 kt,  
. visibilité : 15 km,  
. nuages : 2/8 Sc 2600 pieds, 5/8 Sc 3300 pieds,  
7/8 Ac 9000 pieds,  
. température : 9,2°C, point de rosée : 6,1°C,  
. pressions QNH 988 hPa, QFE 985 hPa.

## 1.8. Aides à la navigation

Aucune anomalie sur les aides radio électriques et les moyens de radio communication utilisés n'a été signalée par l'équipage ou n'était connue des organismes de contrôle concernés.

## 1.9. Télécommunications

L'appareil a été successivement en communication avec les organismes de contrôle ci-après. Le tableau précise les périodes de temps pour lesquelles les transcriptions ont été réalisées.

Ces transcriptions font l'objet de l'annexe 1.

| Contrôle           | Fréquence | Transcriptions    |
|--------------------|-----------|-------------------|
| CRNA/SE            | 126,7 MHz | 8h09mn à 8h16mn   |
| Marseille Contrôle | 123,9     | 8h16mn à 8h19mn30 |
| Marseille Approche | 120,2     | 8h19mn30 à 8h31mn |
| Istres Tour        | 123,6     | 8h31mn à 8h37mn   |

L'essentiel du dialogue correspondant est récapitulé ci-après.

#### CRNA/SE

- 8h11mn41s - le B 707, indicatif KABO671, émet les six premiers messages MAYDAY,
- 8h12mn24s - le contrôleur :"I have no longer radar contact Sir, I am sorry squawk again 7172",
- 8h13mn08s - le contrôleur :"...squawk 7700 Sir 7700",
- 8h14mn13s - KABO671 :"we need emergency landing both engines missing right wing emergency landing radar",

#### Marseille Contrôle

- 8h16mn09s - KABO671 émet le message MAYDAY,  
..... - KABO 671 précise la nature de ses ennuis : "two engines missing two engines missing structural request straight in landing",
- 8h16mn40s - KABO671 : "priority MAYDAY",
- 8h17mn52s - KABO671 : "give me the weather for Marseille...",
- 8h18mn40s - KABO671 : "MAYDAY MAYDAY MAYDAY MAYDAY MAYDAY MAYDAY, 672 request weather",

#### Marseille Approche

- 8h19mn25s - KABO671 : "Marseille MAYDAY, Marseille MAYDAY...",  
..... - "Marignane UT 7209....",
- 8h20mn46s - le contrôleur : "UT7209 montez radar niveau 140",  
..... - UTA 7209 : "radar niveau 140 7209",
- 8h21mn14s - KABO671 : "This is MAYDAY MAYDAY KABO...",
- 8h21mn50s - KABO671 : "what's the weather, please weather for KABO KABO request weather",
- 8h22mn35s - KABO671 : "what's the weather Palma, weather Palma ?",  
- de 8h23mn21s à 8h26mn38s, le contrôleur fournit les conditions météorologiques régnant à Marseille,
- 8h30mn53s - transfert sur Istres.

#### Istres tour

- 8h30mn56s - le contrôleur : "671, this is Istres Istres I receive you five square Istres 33 runway 33 in use QFE 985 you are cleared for a down wind arrival Sir",
- 8h31mn34s - KABO671 : "we make a left hand pattern",
- 8h33mn28s - le contrôleur : "671 you have fire on board (deux fois) I confirm fire on board",
- 8h34mn40s - le contrôleur : "you are runway 15 the wind 320 you are on axis you are on axis

## **1.10. Renseignements sur l'aérodrome**

La base aérienne militaire d'Istres est ouverte à la Circulation Aérienne Publique sous réserve d'une autorisation préalable. La base dispose d'une piste en dur, orientée 155°-335°, large de 60 mètres, longue de 3685 mètres au QFU 15 avec un prolongement d'arrêt qui permet de disposer au total d'une distance d'arrêt de 4000 mètres.

Le service du contrôle d'aérodrome était en activité et ses équipements en bon état de fonctionnement.

L'aéronef était en contact avec le contrôleur de la tour, dont la position de travail se trouve en vigie. Ce contrôleur ne dispose pas d'écran radar, l'image radar étant exploitée en salle d'approche.

Cette base dispose de moyens importants de sécurité incendie, du fait de la présence d'avions ravitailleurs en vol Boeing C 135 de l'Armée de l'Air, et du Centre d'essais en vol (C.E.V.).

## **1.11. Enregistreurs de bord**

En conformité avec la réglementation en vigueur, l'avion était équipé de deux enregistreurs protégés :

- un enregistreur de paramètres (Digital Flight Data Recorder, DFDR) de marque PLESSEY, modèle PV 1584A, numéro de série CH 2333,
- un enregistreur phonique (Cockpit Voice Recorder, CVR) de marque FAIRCHILD, modèle A100A, numéro de série 25027.

Ces deux enregistreurs étaient intacts.

### **1.11.1 Exploitation du DFDR**

Cet enregistreur devait permettre la restitution des paramètres suivants : cap, taux de roulis, vitesse indiquée, radio altitude ainsi que , pour chacun des quatre moteurs, le paramètre "Engine Pressure Ratio (EPR)", indicateur de la puissance moteur.

Il n'a pas été possible de restituer la vitesse indiquée, le capteur correspondant étant en panne. L'annexe 3 donne l'évolution dans le temps des autres paramètres.

Il apparaît que :

- avant l'instant généré "3200 secondes", le fonctionnement des moteurs était nominal. En particulier, les quatre courbes de puissance des moteurs sont pratiquement confondues,
- vers l'instant généré "3140", la puissance moteur a été augmentée de EPR = 1,7 à EPR = 2,0 sur les quatre moteurs,

- à l'instant généré "3200", les capteurs de puissance des moteurs n° 3 et 4 (EPR3, EPR4) ne fournissent plus d'indications, tandis que, peu après, la puissance demandée aux moteurs n° 1 et 2 augmente.

C'est par conséquent à partir de l'instant "3200" que les moteurs n° 3 et 4 se sont séparés de l'aile droite.

### **1.11.2 Exploitation du CVR**

Le CVR a été exploité avec l'aide d'un pilote et d'un mécanicien navigant de l'Organisme du Contrôle en vol, qualifiés sur B 707 de manière, en particulier, à identifier avec précision les différentes alarmes sonores.

La transcription des dialogues fait l'objet de l'annexe 4.

L'essentiel des dialogues entre les trois membres d'équipage et du copilote avec le contrôle depuis la perte des deux moteurs et jusqu'à l'atterrissement est repris ci-après.

Dans la suite du texte, les abréviations suivantes ont été adoptées :

- commandant de bord : CdB
- copilote : Copi
- mécanicien navigant : Méca

CdB : Il questionne "...? Fire ?"

On entend des bruits de souffle traduisant un effort physique,

Copi : Il rend compte que le moteur n° 4 s'est séparé de l'aile ("number 4 engine has left the wing!"),

Il lance un message MAYDAY, deux fois de suite, demande une assistance radar pour un atterrissage d'urgence.

Copi : Il rend compte que les deux moteurs droits se sont séparés de l'aile ("we've lost both engines"),

Il vérifie que le commandant de bord prend le cap plein sud donné par le CRNA SE,

CdB : "j'essaye!"

Méca : Il propose d'alléger l'appareil en larguant du carburant. Le commandant de bord accepte immédiatement.

Copi : Il précise au contrôle la nature des ennuis de l'appareil et réitère sa demande d'un atterrissage en procédure d'urgence.

Il interroge le mécanicien sur l'exécution de sa checklist consignes de secours "you have cut engines ?"

Il effectue le transfert sur Marseille.

CdB : Les bruits de souffle traduisant l'effort physique deviennent plus intenses.

Pendant la descente, il demande la météo sur Marseille,

Copi : Il précise la nature des ennuis de l'appareil et lance à nouveau le message MAYDAY.

Il demande la météo sur le terrain de Marseille.

Il demande la sortie du train,

Méca : Il sort le train en secours, aidé par le mécanicien sol (les efforts correspondants s'entendent, à l'écoute du CVR, ainsi que le signal sonore),

Copi : gêné par le trafic radio entre Marseille et deux appareils (Mike Victor, Delta Novembre Whisky), il lance de nouveaux messages MAYDAY et redemande la météo,

CdB : Il demande où en est la vidange carburant.

Il indique que ses possibilités de manœuvre sont limitées ("limiting manoeuvring"),

Copi : Il précise à Marseille Approche que ses possibilités de manœuvres sont limitées, redemande la météo de Marseille,

CdB : Il envisage le déroutement sur Palma.

Copi : Il obtient les conditions météorologiques régnant à Marseille et répond aux questions de Marseille Approche (combien de passagers à bord ?, situation carburant ?).

Il signale qu'il aperçoit le terrain.

Il précise à nouveau qu'il est en situation de détresse ("I say again this is emergency landing.. emergency.. full emergency").

Il signale qu'il voit un terrain droit devant et demande quel est-il. Marseille Approche lui précise que c'est un terrain militaire.

CdB : Il estime que la piste est trop courte,

Copi : Il demande quelle est la longueur de la piste et obtient la réponse (4000 mètres),

CdB : "OK",

Copi : Il précise à Marseille approche qu'il voit ce terrain et qu'il peut faire un circuit à gauche pour atterrir. Il reçoit de Marseille Approche la fréquence de ce terrain militaire (Istres).

Il contacte le terrain. Istres tour accueille réception, précise que la piste en service est la 33 et donne le QFE.

Copi : Il demande à faire un circuit à gauche.

Le contrôleur accepte.

CdB : "OK ! Quel est le vent ?"

Copi : "Quel est le vent ?". Il obtient les éléments (vent du 330°/10 kt, rafales à 14 kt).

Il demande : "do you have some radar ? Le contrôleur répond qu'il n'y en a pas et qu'il ne voit pas l'avion.

Copi : Il demande au commandant de maintenir une vitesse de 200 kt au minimum.

Le contrôleur répète qu'il ne voit pas l'avion et demande : "do you see my runway ?".

CdB : "negative, no !".

Copi : (au même instant) :"on vient juste de sortir du sommet des nuages. Nous venons à l'ouest. On voit votre piste. On tourne vers l'ouest, 3000 pieds".

Il s'adresse au commandant de bord : "on tourne à gauche pour atterrir".

L'écoute du CVR permet d'apprécier les difficultés qu'éprouve le commandant de bord pour effectuer ce dernier virage avant alignement. Le copilote répète six fois de suite "left turn".

Le contrôleur d'Istres demande confirmation de la sortie du train.

Copi : "Yes".

A cet instant, le contrôleur précise que l'appareil est en feu : "..You have fire on board, (deux fois), I confirm fire on board" (il est 8h33mn28s).

Copi : "..?.."

L'enregistrement du CVR est alors pratiquement inaudible. Des alarmes sonores diverses continuent de retentir. De plus, des coupures d'alimentation - et donc d'enregistrement - se produisent et provoquent la perte de plusieurs phrases.

Par la suite, le CVR redevient audible. Le contrôleur précise : "Good descent, you are on axis".

Copi : "Roger".

Méca : Il annonce le toucher des roues (à 8h35mn35s) puis "reverse".

CdB : "No".

Fin de l'enregistrement.

## **1.12. Renseignements sur l'épave et sur l'impact**

### **1.12.1 L'avion**

L'essentiel des dégâts affecte l'aile droite. La photo n° 1 permet d'apprécier leur ampleur.

Les pylônes (et les moteurs) n° 3 et 4 ont disparu sans avoir provoqué d'endommagement significatif du bord d'attaque.

Le faisceau de câblage électrique cheminant dans le bord d'attaque au niveau du pylône du moteur intérieur droit est déchiré, ouvert, certains câbles électriques sont meurtris et brûlés. Ils présentent des traces de courts-circuits (cf photo n° 2). Comparativement, le faisceau de câblage passant dans le bord d'attaque du moteur extérieur droit, au niveau du pylône, ne présente pas de traces de rupture ou de courts-circuits.

Les dommages les plus apparents sont ceux dus au feu. Les tôles de revêtement de l'extrados au niveau du pylône du moteur intérieur droit sont déformées, gondolées, craquelées. Les traces noirâtres du feu partent du bord d'attaque, au niveau du pylône et s'évasent ensuite vers le bord de fuite (cf photos n° 3 et 4).

Les autres dégâts majeurs sont tous situés au niveau du réservoir de carburant n° 4 (réservoir se situant entre les nervures WS320 et WS733 et les longerons avant et arrière de l'aile cf planche 0).

Les tôles de revêtement de l'extrados surplombant ce réservoir sont crevassées en ligne droite sur de grandes longueurs allant jusqu'à 2,5 mètres (cf photo n° 7 et dessin planche 0), la largeur des lèvres fondues et brûlées étant de 12 à 25 millimètres.

Ces crevasses se situent exactement au dessus des canalisations de mise à l'air libre du réservoir (cf photos n° 5 et 6).

Le bord de fuite est totalement brûlé dans la zone comprise entre les deux moteurs (cf photo n° 6).

Les volets intérieur et extérieur ont totalement disparu, laissant apparaître les mécanismes de manoeuvre brûlés (cf photo n° 7). L'aileron interne a subi de gros dommages.

L'examen de l'intérieur du caisson de l'aile a permis de déceler les traces d'une explosion interne au réservoir de carburant n° 4, explosion vraisemblablement à l'origine de détériorations très importantes affectant la rigidité de l'aile.

Cette explosion a provoqué le déplacement des nervures internes de ce réservoir (cf photo n° 8). La rigidité de l'aile a souffert en particulier au niveau des longerons avant et arrière :

- la semelle inférieure du longeron avant est fissurée à hauteur du pylône du moteur n° 4, la largeur de la fissure atteignant 50 millimètres,

- la semelle supérieure du longeron arrière est fissurée sur une longueur d'au moins 1,25 mètres.

Ainsi, il apparaît que l'aile droite a subi un endommagement très important d'abord par un incendie puis par une explosion interne au réservoir de carburant n° 4.

Le feu a eu une intensité suffisante pour que les flammes viennent lécher la partie arrière du fuselage, à l'arrière du bord de fuite de l'aile. Les hublots correspondants sont craquelés, brûlés et, pour certains, crevés. La peinture de la partie arrière du fuselage, rongée par la chaleur, laisse apparaître la structure. La tôle du fuselage est plissée, en arrière de l'issue de secours arrière droite (cf photos n° 9 et 10), ce qui est le signe d'importantes déformations.

### **1.12.2 Les moteurs n° 3 et 4**

#### Moteur n° 3

Le moteur n° 3 (intérieur droit) a été retrouvé dans les environs de Séderon, dans une zone inhabitée, en terrain meuble, près d'un chemin forestier. Il était couché sur le côté gauche, en un lieu proche de la trajectoire sol de l'avion.

Ce moteur est très endommagé par l'impact au sol. Il est complètement aplati, selon un plan quasi diamétral allant des points 5 heures à 11 heures (selon le repérage classique "place pilote").

La photo n° 11 permet d'apprécier son état.

Les quatre attaches du pylône sur l'aile (décrivées au paragraphe 1.16.1.1 ci-après) sont rompues. Sur l'une d'entre elles, l'attache médiane intérieure, on distingue nettement une fissure au faciès suspect, fissure en forme de quart d'ellipse se situant au droit de l'alésage de l'axe de fixation sur l'aile (cf photo n° 12).

#### Moteur n° 4

A partir de la découverte du moteur n° 3, des recherches entreprises en hélicoptère, selon le cap suivi par l'avion, ont permis de repérer le moteur n° 4, à 800 mètres du premier, également en zone inhabitée, à flanc de montagne, dans une zone difficile d'accès, très rocallieuse. Le moteur était également couché sur le côté gauche. En raison de la nature du terrain, il a rebondi après un premier impact.

Le premier impact au sol et le rebond ont beaucoup endommagé ce moteur ainsi que l'attestent les photos n° 13 et 14. La partie arrière s'est séparée de l'avant, la rupture se situant entre les disques n° 2 et 3 de la turbine haute pression.

Les capots se sont désolidarisés du moteur. L'entrée d'air a roulé sur le terrain pentu. Sa forme générale circulaire a été conservée sauf dans le secteur gauche de 6 à 10 heures. Dans cette zone, la périphérie avant de l'entrée d'air présente deux impacts très marqués à 8 et 10 heures. Sur le premier, on observe des traces

blanches matées, parallèles aux rayures plus brillantes sur l'alliage léger (cf photos n° 15 et 16).

L'arrière du pylône, autour des points d'attache sur l'aile, est très endommagé. L'examen des ruptures des attaches fait l'objet du paragraphe 1.16.1.2 ci-après.

Par la suite, en amont de la trajectoire de l'avion, un élément de 2,15 mètres de long a été récupéré et identifié : c'est la partie arrière du capotage du pylône du moteur n° 4. Il est probable que cet élément léger a été emporté par le vent soufflant du sud (vent du 200° au 210° selon la situation météorologique).

Sur la carte en annexe 2 figure la trajectoire de l'avion, restituée à partir des informations radar (réseau de l'Armée de l'Air). La carte porte également le point de chute des deux moteurs.

### **1.13. Renseignements médicaux et pathologiques**

Sans objet.

### **1.14. Incendie**

Mise en alerte 15 minutes avant le poser de l'appareil, la section sécurité incendie et sauvetage (SSIS) de la base aérienne d'Istres est intervenue pour combattre le feu aussitôt après que l'appareil se soit immobilisé.

Les véhicules d'intervention étaient stationnés sur une bretelle en bordure de la piste et ont poursuivi l'appareil pendant la phase d'atterrissement soit pendant 2500 mètres environ. Les pompiers ont été témoins du feu sévissant au niveau de l'aile droite, de l'éclatement des pneus du train principal gauche (sous l'effet du freinage en secours) et ont dû éviter des débris divers projetés sur la piste.

La lutte contre le feu s'est déroulée en trois phases :

- attaque du feu de l'aile droite, feu généralisé, et d'un second foyer au train principal droit, feu limité mais constamment alimenté par du kérosène coulant du réservoir de l'aile droite surplombant le train. Cette phase n'a duré que 3 minutes, de 8h36 à 8h39,
- refroidissement du train principal droit, pendant 1 heure 30,
- surveillance de l'épave, pendant 7 heures 30, à cause des fuites importantes de kérosène provenant de l'aile droite.

Les véhicules d'intervention incendie suivants ont été utilisés :

- . 2 VIRP (Véhicule Intervention Rapide Polyvalent),
  - . 2 VLEP (Véhicule Lourd d'Extinction Polyvalent),
  - . 2 VMA 72 (Véhicule à Mousse Aérodrome),
- ayant utilisé de la poudre d'extinction (1000 Kg), de la mousse (2000 l de liquide émulseur) et de l'eau (40000 l).

## **1.15. Questions relatives à la survie des occupants**

Sans objet

## **1.16. Essais et recherches**

### **1.16.1 Expertises des ensembles moteurs/pylônes**

n° 3 et 4

Les épaves des deux ensembles pylônes/moteurs de l'aile droite ont été transportées en région parisienne, au Centre d'Essais des Propulseurs (C.E.Pr), pour y être expertisées.

#### **1.16.1.1 Expertise des attaches du pylône du moteur n° 3**

La planche 1 illustre (vue en perspective et vue en coupe) la conception de la fixation du pylône sur l'aile, qui se compose de quatre attaches :

- une attache supérieure avant,
- deux attaches médianes (intérieure et extérieure),
- une attache inférieure.

La rupture de l'attache médiane intérieure (repérée "c", sur la planche 2) présente une fissure évidente, en forme de quart d'ellipse, centrée approximativement sur l'angle d'entrée supérieure de l'alésage (cf photo n° 12).

Le dessin de la planche 2 montre que cette attache s'est rompue au droit de l'alésage, la ferrure, en forme d'arc de cercle, ayant été retrouvée sur l'aile. C'est cette partie de l'attache qui a été expertisée. Les photos n° 17, 18 et 19, de grossissement de plus en plus important, permettent de voir distinctement le faciès de la rupture.

La partie supérieure de la ferrure s'est rompue en section droite, à partir d'une lunule de fatigue qui s'est amorcée dans l'alésage du côté intérieur (côté du fuselage). De nombreuses piqûres de corrosion ont facilité le départ de la crise. Au delà de la lunule, la cassure est bordée par un fin liseré à 45°.

La lunule mesure 11mm sur 8 mm, ce qui représente environ 18% de la surface rompue. Elle présente deux zones distinctes (cf photo n° 18) :

- sur la majeure partie de sa surface, elle a un aspect noir, très vraisemblablement dû à un dépôt d'oxydes important,
- en fin de fissuration, elle est bordée d'une bande plus claire, d'environ un millimètre de profondeur.

La crise s'est propagée à partir de 4 zones d'amorce, toutes situées dans l'alésage. Celui-ci comporte une plage de corrosion assez importante, du côté intérieur, notamment au droit de deux des zones d'amorce. L'examen à la loupe binoculaire montre que les deux autres amorces se situent également au droit de piqûres de corrosion.

Après nettoyage de la cassure, des lignes d'arrêt apparaissent assez nettement (cf photo n° 19). Elles correspondent très vraisemblablement à des arrêts moteurs.

L'examen au microscope électronique à balayage a permis de mettre en évidence :

- des amorces secondaires multiples au droit des zones d'amorce principale,
- un dépôt d'oxydes très important, sur toute la partie foncée de la cassure, qui empêche une observation plus fine de cette zone,
- des lignes d'arrêt assez nettes en fin de fissuration, dans la zone claire. Il y en a 25 à 30 environ. Elles correspondent vraisemblablement à autant de vols. Entre les lignes d'arrêt, on distingue parfois une striation plus fine, mais surtout des microcristaux qui sont l'indice d'efforts importants exercés sur la crête.

Au-delà de la lunule, la cassure présente les caractéristiques d'une rupture statique fragile sur un acier à haute résistance (acier 4330).

La partie inférieure de la ferrure s'est rompue statiquement sous l'effet d'un effort de flexion dirigé du haut vers le bas (cf schéma de la planche 2).

Les ruptures de l'autre ferrure médiane (l'extérieure) sont situées en avant de l'alésage de la chape, sur le départ des deux pattes horizontales encadrant la structure du pylône (ruptures repérées "b", sur la planche n° 2). Ces ruptures sont statiques, leurs faciès identiques montrent qu'elles ont débuté à partir de l'intérieur, puis se sont propagées en parallèle vers l'extérieur.

La rupture du point d'attache supérieur avant s'est déclarée sur la poutre liée à l'extrados de l'aile. Cette poutre, à section en I, s'est rompue en deux points à partir du bord intérieur de la semelle supérieure vers les bords extérieurs. Il s'agit d'une rupture en flexion statique, l'extrémité avant de la poutre étant soumise à un couple vers l'extérieur (ruptures repérées "a", planche 2).

L'attache inférieure au bras diagonal s'est rompue au droit des alésages des deux chapes du bras. L'examen des ruptures (à caractère statique) indique également que leur orientation est de l'intérieur vers l'extérieur (cf schéma légendé "chape du bras diagonal, planche 2").

Les schémas en planche 2 présentent les différents faciès des ruptures des attaches. Ces observations permettent d'affirmer que le moteur n° 3, désolidarisé sur son côté gauche, s'est déporté sur sa droite. Les attaches restantes se sont rompues et le moteur, se libérant, a continué sa course vers la droite.

#### **1.16.1.2 Examen des attaches pylône du moteur n°4**

Les photos n° 20 et 21 permettent d'apprécier les importantes déformations de ces attaches, l'arrière du pylône autour de celles-ci étant très endommagé.

Aucune des attaches ne présente de traces de rupture en fatigue. Les ruptures se sont produites au niveau des deux axes d'attaches médianes et de la poutre de l'intrados de l'aile. Quant à la rupture de l'attache inférieure, elle se situe à l'extrémité avant du bras diagonal, à la base des joues de la chape. Cette rupture

est due à une sollicitation en torsion. Le déplacement vers le haut de la chape côté intérieur correspond à une rotation du moteur autour de l'axe du bras.

La chape de l'attache supérieure avant n'est pas très endommagée. La rupture de cette fixation est consécutive au cisaillement de l'axe de liaison aux interfaces des chapes doubles de la ferrure et de la poutre de l'extrados, ainsi qu'à l'arrachement partiel des chapes. Ces ruptures sont dues à un effort statique de traction du moteur vers l'avant.

#### **1.16.1.3 Expertise de l'entrée d'air du moteur n°4**

Les photos n° 15 et 16 de l'entrée d'air du moteur extérieur mettent en évidence :  
- l'existence d'un impact, côté intérieur, un peu en dessous de l'axe de rotation du réacteur,  
- des traces blanchâtres mates parallèles à des rayures plus brillantes sur l'alliage léger.

L'analyse de ces traces blanchâtres a révélé qu'il s'agissait d'un dépôt de peinture. A titre comparatif, des fragments de peinture blanche provenant du carter du moteur n° 3 ont été analysés.

Ces deux analyses ont montré que le dépôt recueilli sur l'entrée d'air du moteur n° 4 et les fragments de peinture provenant du moteur n° 3 sont de même nature (peinture à base de polyuréthane).

#### **1.16.1.4 Examen des moteurs**

Les épaves des moteurs n° 3 et 4 ont été examinées par un spécialiste de la société Pratt et Whitney, qui disposait également d'un relevé des puissances moteurs provenant du DFDR.

L'examen des moteurs à travers les entrées d'air n'a pas mis en évidence des ruptures en fonctionnement d'aubes de fan. D'autre part, l'examen des carters visibles n'a pas montré d'indices de déséquilibrage des parties tournantes ni d'éclatement de disque.

A l'examen des parties chaudes, aucune trace de métallisation des étages de turbine n'a été constatée.

A partir de ces examens et de l'étude des paramètres moteurs issus du DFDR, le spécialiste Pratt et Whitney a conclu :

- que ces moteurs ont fonctionné normalement jusqu'à l'instant de leur séparation de l'avion,
- qu'il n'existe aucun indice d'une avarie réacteur non contenue ou d'un feu extérieur tant que les réacteurs étaient sur l'aile,
- qu'il n'existe aucun indice de dysfonctionnement des réacteurs qui aurait pu les empêcher de développer de la puissance,
- que les attaches des moteurs sur les pylônes sont intactes.

#### **1.16.2 Textes concernant la surveillance périodique des attaches moteurs**

### **1.16.2.1 textes en vigueur au moment de l'accident**

#### **Cas des moteurs intérieurs**

Il existe une consigne de navigabilité (airworthiness directive - AD), AD 88-24-10, datant par conséquent de 1988 selon le système américain de codification, relative à la surveillance périodique des attaches des pylônes des moteurs n° 2 et 3.

Cette AD fait partie du programme "BOEING Supplementary Structural Inspection Document", (SSID) de référence 54-A45-02. Elle est applicable à partir d'un vieillissement de la cellule de 12000 heures/4300 cycles et à une périodicité de 1500 heures/600 cycles. Elle consiste en une "inspection des deux attaches médianes pour recherches de criques au niveau des pattes supérieures et de la partie visible de l'attache" (méthode d'inspection visuelle).

Cette consigne de navigabilité remplace une précédente AD (AD-77-09-03) de même nature. Ces deux AD successives entérinent en fait le Service Bulletin BOEING n° 3183, émis en juin 1975 et évolutif dans le temps. Ce Service Bulletin décrit la méthode d'inspection visuelle périodique des attaches médianes et précise qu'il est possible de remplacer les attaches criquées par des attaches renforcées.

La consigne de navigabilité en vigueur est justifiée par l'existence d'un fait technique répétitif. En effet, depuis 1965, il a été répertorié 46 cas de criques au niveau des attaches médianes. Dans 4 cas supplémentaires (le présent accident étant inclus), il s'est produit **une perte en vol d'au moins un moteur**.

Parmi les 46 cas cités plus haut, 3 seulement intéressent des avions ayant subi la modification "HUSH KIT" d'insonorisation des moteurs (chantier de modification ayant débuté en 1986).

Parmi les 4 cas de perte en vol de moteurs (le premier cas datant du 4 mai 1977), 2 avions étaient modifiés "HUSH KIT".

Le Service Bulletin et la consigne de navigabilité sont reproduits en annexe 5.

#### **Cas des moteurs extérieurs**

Une inspection similaire doit être faite pour surveiller périodiquement les attaches des moteurs extérieurs, mais sans qu'il existe, dans ce cas, de consigne de navigabilité. Cette inspection, qui n'entre pas dans le cadre du Service Bulletin BOEING 3183, est intégrée dans le programme SSID sous la référence 54-A40-02. Elle (cf annexe 6) est applicable à partir de 19000 cycles et au pas de 500 cycles. Elle consiste en une inspection visuelle des deux attaches médianes pour recherche de criques au niveau de la patte supérieure et dans la zone de l'attache.

Selon les informations communiquées par le National Transportation Safety Board (N.T.S.B.), BOEING a enregistré neuf cas de rupture des attaches médianes intérieures, dont l'incident de Miami (paragraphe 1.16.5 ci-après). La répartition des ruptures entre les avions modifiés HUSH KIT et non modifiés n'est pas connue.

### **1.16.2.2 Evolution des textes à la suite du présent accident**

Cette évolution ne traite que du cas des attaches pylônes des moteurs intérieurs.

A la suite de l'accident du 5N-MAS et d'un autre survenu le 25 avril 1992 à Miami, les autorités de l'aviation civile américaine ont pris les mesures suivantes :

- le N.T.S.B. a émis le 25 avril 1992 une recommandation de sécurité (n° A92-38) demandant à la "Federal Aviation Administration" (F.A.A.) de procéder à la révision de l'AD 88-24-10 précédemment décrite pour augmenter son efficacité en diminuant l'intervalle entre deux inspections et en améliorant le processus.

- la F.A.A. :

. a publié au "Federal Register", le 23 septembre 1992 un projet d'amendement 39-83-73, AD 92-19-15 par lequel elle expose le but de l'AD 88-24-10 (Bulletin Service 3183) et appelle les commentaires des parties concernées pour le 23 novembre 1992.

. à la suite des commentaires faits lors de cette première consultation, a publié le 27 janvier 1993 un modifiant à l'AD 92-19-15 tel que l'intervalle entre deux inspections des attaches est sensiblement diminué et rappelé qu'une attache renforcée est conçue en remplacement des attaches trouvées criquées.

. a ensuite publié au Federal Register du 4 juin 1993 l'AD 93-11-02 qui amende l'AD 92-19-15 :

. les inspections périodiques des attaches sont maintenues,

. en cas de découvertes de criques, les attaches sont remplacées par des attaches renforcées. Il n'est alors plus nécessaire de procéder aux inspections périodiques.

L'AD 93-11-02 concerne, selon l'estimation de la F.A.A., environ 50 avions B 707 tous types, modifiés HUSH KIT ou non.

Ces documents sont reproduits en annexe 5.

### **1.16.3 Maintenance récente du 5N-MAS**

L'enquête a été menée, sur demande du B.E.A., par l'A.A.I.B. (Air Accidents Investigation Branch britannique) qui a enquêté auprès de la société Modern Jet Support Centre (MJSC), société assurant depuis juin 1989 la maintenance de l'appareil.

Les résultats de l'enquête, axée sur l'exécution des opérations relatives aux vérifications des attaches pylônes (SSID 54-A45-02 - moteurs intérieurs et SSID 54-A40-02 - moteurs extérieurs), sont résumées ci-après.

#### **Inspection des attaches pylônes des moteurs intérieurs**

La dernière inspection (conforme au SSID 54-A45-02) a été faite le 10 octobre 1991 à 60779 heures /17873 cycles avion.

Les deux demandes de travaux et les deux comptes-rendus d'exécution correspondants font l'objet des pages B11 à B14 de l'annexe 6.

Les pages B11 et B14 correspondent à la description des travaux demandés : inspection visuelle pour recherche de criques au niveau des attaches médianes (carry out close visual inspection for cracks in both mid spar fittings in the upper tang root area and in the exposed surfaces of the lug).

Les pages B12 et B13 sont les comptes-rendus d'exécution des travaux respectivement sur les moteurs n° 2 et 3 (cartes E3 0557 et E3 0547). Ces cartes ne font état que d'une seule action corrective : resserrage des deux axes des attaches médianes. Tant sur le moteur gauche que sur le droit, les inspections visuelles n'ont révélé aucune anomalie.

A noter que la précédente inspection avait été faite par MJSC le 23 mai 1990 à 59947 heures/ 17686 cycles, soit seulement 832 heures/ 187 cycles auparavant alors que cette inspection n'est à refaire que toutes les 1500 heures/ 600 cycles. L'A.A.I.B. a pu établir que l'inspection la plus récente - celle du 10 octobre 1991 - avait été exécutée, sur demande du propriétaire vendeur, de façon à donner à l'avion un potentiel maximum avant nouvelle maintenance.

En résumé :

- l'inspection des attaches médianes des pylônes des moteurs intérieurs a été faite deux fois en 17 mois, à un pas nettement inférieur à celui imposé par la consigne de navigabilité (832 heures/ 187 cycles pour 1500 heures/ 600 cycles demandés).
- la dernière inspection, faite seulement 116 heures/ 34 cycles avant l'accident, n'a pas permis de découvrir de criques.

#### Inspection des attaches pylônes des moteurs extérieurs

La dernière inspection (conforme au programme SSID A54-A40-02), a été faite le 21 juin 1991, à 17873 cycles. La page B10 reproduit la demande de travail (numérotée 588) certifiant l'inspection des moteurs n° 1 et 4, inspection qui n'a pas abouti à la découverte d'anomalies.

#### **1.16.4 Activité récente du "5N-MAS"**

Il est rappelé que l'avion n'a effectué aucun vol entre le 24 octobre 1990 et le 3 mars 1992.

Par la suite, entre le 4 et le 31 mars, il a effectué 116 heures en 34 vols (soit autant de cycles), sans compter le temps de vol correspondant à l'accident.

A noter que le 4 mars, c'est-à-dire le jour même de sa reprise d'activité aérienne, l'avion a fait un atterrissage dur à HongKong, atterrissage ayant provoqué un rebond et l'éclatement de deux pneus du train principal gauche.

#### **1.16.5 Accidents/incidents similaires récents**

Accident de Miami : Le 25 avril 1992, le B 707-324C colombien immatriculé HK-3604-X, avion-cargo, décolle de Miami. Au cours du décollage, le moteur intérieur

droit se détache de l'aile et vient heurter le pylône et l'entrée d'air du moteur n° 4, qui reste cependant accroché à l'aile. L'avion se pose sans autre incident.

L'examen des attaches du pylône du moteur n° 3 a révélé l'existence d'une crique de fatigue sur l'attache médiane intérieure (la même attache que celle sur laquelle une crique a été trouvée sur le 5N-MAS. Cependant, cette crique ne se situe pas au même endroit). L'annexe 7 fait la synthèse des informations demandées par le B.E.A. au N.T.S.B. du fait des similitudes entre les deux événements.

Ce B 707 totalisait 53257 heures de vol et 20399 cycles. Il avait également subi la modification d'insonorisation des moteurs (HUSH KIT) et, comme le 5N-MAS, devait appliquer la consigne de navigabilité AD 88-24-10.

Selon le rapport du N.T.S.B., la crique de fatigue pourrait s'être développée à partir d'une brûlure de rectification (la rectification étant une opération d'usinage faite, dans ce cas, après chromage).

#### Incident de Miami

Le 2 juin 1992, sur le B 707-351C immatriculé N8091J, avion-cargo de la compagnie aérienne Cordoba Air, une anomalie est découverte durant l'inspection avant vol, au niveau des attaches du pylône du moteur n° 4.

L'examen approfondi a révélé l'existence d'une rupture double de l'attache médiane intérieure. La patte supérieure et la patte inférieure se sont rompues à partir du développement de criques de fatigue dont l'origine, selon les informations fragmentaires disponibles actuellement, pourraient présenter des analogies avec celles ayant conduit à l'accident de Miami décrit ci-dessus (crique de rectification).

Cet avion totalisait 54175 heures de vol et 20651 cycles. Il était modifié HUSH KIT. La dernière inspection des attaches médianes, dans le cadre du programme d'inspection SSID (A 54-A40-02), avait été effectuée en novembre 1990, au vieillissement avion de 50049 heures de vol/19773 cycles.

#### **1.16.6 Examen du circuit de carburant**

Le schéma du circuit carburant de l'aile gauche fait l'objet de la planche 3. Le circuit de l'aile droite lui étant parfaitement symétrique, les indications repérées 1 et 2 deviennent respectivement 4 et 3.

Le robinet coupe-circuit (shut off valve) du moteur n° 3 et les deux robinets d'intercommunication des moteurs n° 3 et 4 sont situés dans un logement sec (inboard dry bay) accessible par une porte de visite de l'intrados à proximité du moteur n° 3.

Le robinet coupe-circuit (shut off valve) du moteur n° 4 est situé dans un logement sec (outboard dry bay) à proximité du moteur n° 4.

Ces quatre robinets sont identiques. Ils sont commandés électriquement et munis d'un levier témoin dont la position a pu être repérée sur l'aile, leurs logements secs n'ayant pas été endommagés :

- les robinets coupe-circuit étaient en position fermée, (levier en position haute),
  - les robinets d'intercommunication étaient ouverts (levier en position basse).
- Ces positions correspondent à celles des interrupteurs du panneau de configuration du circuit carburant en cabine (robinet coupe-circuit : contacts sur "fermé" - robinets d'intercommunication : contacts sur "ouvert").

Les quatre robinets ont été démontés et testés en laboratoire. Alimentés en courant continu 28 Volts, les coupe-circuits se ferment entièrement à chaque manoeuvre.

On peut en conclure que les états respectifs des quatre robinets sont conformes au tableau de configuration et correspondent aux témoignages du mécanicien navigant qui indique avoir actionné les robinets coupe-circuit.

Dans ce contexte, la fuite de carburant au niveau du bord d'attaque du moteur n° 3 ne peut être imputable à un défaut de fermeture du robinet coupe-circuit. Elle pourrait être due à un endommagement de la structure consécutif à l'arrachement du pylône. La localisation exacte de la fuite n'a pas pu être détectée.

#### **1.16.7 Trajectoire de l'avion**

La trajectoire de l'avion a été élaborée à partir de relevés radar et fait l'objet de l'annexe 2.

La carte est légendée à partir des dialogues du CVR et des échanges radio avec les organismes concernés du contrôle

### **1.17. Déclarations**

#### **1.17.1 A bord**

Après l'accident, les membres de l'équipage ont relaté le déroulement de l'événement. On peut en tirer les indications suivantes sur leurs actions respectives :

##### **Commandant de bord**

L'accident s'est d'abord manifesté par un double bang et une forte turbulence. Le commandant de bord s'est concentré sur le pilotage pour garder le contrôle de l'avion. Il insiste dans sa déclaration sur le calme de son équipage et sur son professionnalisme.

##### **Copilote**

Le copilote a indiqué qu'avant de commencer la montée au niveau 330, l'avion, au niveau 290, avait rencontré des turbulences assez sévères. La perte des moteurs s'est produite au cours de cette montée.

Il a précisé également que, à Istres, du fait de la manœuvrabilité limitée de l'avion, les commandes étant à fond en butée à gauche, il n'était pas possible d'effectuer un

virage à gauche pour entrer correctement dans le circuit de piste QFU 33. Le commandant de bord a donc effectué un grand cercle par la gauche pour se poser à contre QFU.

D'autre part, au sol, l'avion avait tendance à partir à droite.

#### Mécanicien navigant

Le mécanicien navigant a beaucoup insisté sur la gêne causée par les alarmes sonores "feu moteur" et "dépressurisation" qui retentissaient en permanence. Il n'est pas parvenu à les interrompre malgré ses multiples actions au panneau de commande.

Il a précisé les points suivants :

- le radar de navigation, qui fonctionnait avant la perte des deux moteurs, est tombé en panne,
- il a fermé la vanne d'isolement droite du circuit de pressurisation pour régler le problème de la perte de pressurisation provoquée par l'arrachement des deux moteurs droits,
- il a fermé les robinets coupe-circuit carburant des moteurs n° 3 et 4,
- il a fermé le robinet coupe-feu de la pompe hydraulique du moteur n° 3 et vérifié au panneau mécanicien l'état des servitudes hydrauliques. Il a confirmé que la servo commande de direction fonctionnait normalement,
- il a réglé le problème de l'alimentation électrique en connectant la "bus essentielle" sur l'alternateur n° 1 (moteur n° 1),
- il a envoyé le responsable du fret inspecter l'aile droite à partir des hublots de la cabine (Remarque : celui-ci a précisé que les deux moteurs droits avaient effectivement disparu, que le bord d'attaque était intact et qu'il y avait une fuite de carburant).
- il a éprouvé des difficultés dans l'exécution de la procédures d'allègement de l'avion par vidange du carburant (dumping). En effet, ayant actionné les vide-vite des réservoirs n° 1 et 4, il a constaté que la vidange du réservoir n° 1 ne s'effectuait pas, ce qui augmentait les problèmes de dissymétrie de l'appareil. Il a stoppé l'opération et a actionné la vidange du réservoir central. Par la suite, il s'est aperçu que le breaker du circuit de vidange du réservoir n° 1 avait sauté. Il l'a branché à nouveau et a pu alors vidanger symétriquement les deux réservoirs.
- dans le circuit d'atterrissage, il a sorti les volets en procédure de secours (énergie électrique). Cette procédure étant plus lente que la normale (en mode hydraulique), la sortie complète des volets n'a pas pu être obtenue (38° au lieu de 50°).

#### **1.17.2 Au sol**

Plusieurs personnes au sol ont assisté à cet atterrissage. Deux témoignages retiennent tout particulièrement l'attention.

La première personne appartient à l'escale militaire de la base aérienne. Elle a regardé le B 707, venant de l'ouest et passant au dessus de la piste. Elle affirme qu'à cet instant, il n'était pas en feu.

Par la suite, elle a perdu l'appareil des yeux et ne l'a revu que plus tard, venant de l'est et effectuant son dernier virage. Elle affirme qu'alors l'aile droite était en flammes, "petites au départ puis devenant une énorme boule de feu".

La seconde personne fait partie de la SSIS. Elle affirme que, verticale piste, "aucune partie de l'appareil n'était en feu et qu'elle distinguait sous le plan droit comme une sorte de brouillard". Ensuite, quand l'appareil a fait le virage à gauche pour s'aligner, elle a vu des flammes oranges au niveau de l'aile droite.

Le feu de l'aile droite juste avant l'atterrissement est d'autre part confirmé par le contrôleur qui en a averti l'équipage (cf annexe 1).

## 2 - ANALYSE

### 2.1 La perte des deux moteurs droits

L'examen des attaches du pylône du moteur n° 3 a permis de mettre en évidence, d'une part l'existence d'une crique de fatigue au droit de la ferrure de l'attache médiane intérieure, d'autre part des faciès de rupture statique des trois autres attaches tels que le moteur s'est déporté vers la droite.

L'examen de l'épave du moteur n° 4 et de son pylône a permis de constater que les ruptures des attaches sont toutes du type statique.

Par ailleurs, l'examen de l'entrée d'air du moteur n° 4 a mis en évidence l'existence d'un impact côté intérieur ainsi que des traces de peinture de même nature que celle du carter du moteur n° 3.

Enfin, l'examen des paramètres de puissance moteur issus de l'exploitation du DFDR indique qu'à partir du temps généré "3200", les capteurs de puissance des moteurs n° 3 et 4 ne transmettent plus d'indications. On peut en conclure que les deux moteurs se sont détachés quasiment au même instant.

Compte-tenu de ces éléments, le scénario retenu de la perte des deux moteurs est le suivant (cf planche 4) :

- le moteur n° 3, fonctionnant à la puissance de montée (EPR = 2.0), est arraché de l'aile du fait de la rupture en fatigue de l'attache médiane intérieure du pylône et de la rupture consécutive des autres attaches. Il est propulsé vers l'extérieur. Le processus de rupture des attaches a pu être favorisé par l'augmentation des efforts provoquée par la turbulence signalée par l'équipage.

- après environ 3/4 de tour sur lui-même, suivant son axe longitudinal, il heurte le moteur n° 4 au droit de l'entrée d'air puis bascule probablement par dessus ce dernier.

La violence du choc entraîne la rupture en traction de l'attache avant du moteur n° 4. Les attaches médianes se rompent à leur tour, puis l'attache arrière, le moteur achevant sa séparation de l'aile en pivotant autour de celle-ci.

Ce séquencement est cohérent avec les déclarations de l'équipage (le "double bang" entendu), la position des moteurs au sol par rapport à la trajectoire (avant le début du virage) et avec le départ en roulis à droite de l'appareil du fait de la brutale dissymétrie due à la poussée des seuls réacteurs gauches.

D'autre part, la comparaison s'impose entre le présent accident et celui 25 avril 1992 à Miami.

## **2.2 Evolution de la crie de fatigue de l'attache médiane intérieure du moteur n° 3**

On a vu au paragraphe 1.16.1.1 que la lunule de fatigue examinée comprend deux zones distinctes :

- sur la majeure partie de sa surface, elle présente un aspect noir, dû à un dépôt d'oxydes important,
- en fin de fissuration, elle est bordée d'une bande plus claire, d'environ un millimètre de profondeur. Cette différence de coloration est vraisemblablement liée à un arrêt prolongé de l'avion, correspondant à la limite des zones foncée et claire.

Ces constats permettent de préciser l'évolution de cette crie dans le temps :

- naissance de la crie à une date se situant sensiblement avant l'arrêt de vol prolongé de l'avion (soit avant le 24 octobre 1990),
- la crie gagne lentement en surface jusqu'à l'arrêt des vols. Ensuite, pendant l'arrêt, cette zone s'oxyde.
- à la reprise des vols, la crie continue à se propager, mais la fissure n'a pas le temps de s'oxyder. Cette partie correspond à la zone claire.

D'autre part, l'examen au microscope électronique de la zone claire (donc en fin de fissuration), a permis de compter de l'ordre de 25 à 30 lignes d'arrêt. Ce nombre est cohérent avec l'activité récente de l'appareil (34 vols).

## **2.3 La surveillance des attaches des pylônes**

La vérification des attaches des pylônes des moteurs intérieurs est imposée par la consigne de navigabilité AD 88-24-10 (SSID 54-A45-02), celle des moteurs extérieurs par l'opération de maintenance SSID 50-A40-02.

La dernière vérification des moteurs intérieurs a été faite le 10 octobre 1991, le vieillissement de l'avion étant de 60779 heures de vol/17873 cycles.

L'avant dernière vérification date du 23 mai 1990, l'avion ayant alors 59947 heures de vol/17686 cycles.

Il convient de noter que ces deux inspections ne sont espacées que de 832 heures/187 cycles alors que le pas préconisé est de 1500 heures/600 cycles.

Or, selon l'examen métallurgique, il apparaît que, le 10 octobre 1991 - date de la dernière exécution de la consigne de navigabilité AD 88-24-10 - la crie existait, sa

surface de propagation correspondant alors à la zone noire oxydée : la vérification préconisée n'a donc pas permis de détecter son existence.

D'autre part, bien que sa date de départ soit inconnue, il est probable que la crique avait déjà un certain développement lors de l'avant dernière vérification, le 23 mai 1990. Il est donc permis de penser que cette inspection n'a pas non plus permis de détecter la crique.

La méthode d'inspection préconisée par la consigne de navigabilité est donc imparfaite en raison de son mode opératoire.

Celui-ci consiste à inspecter visuellement les parties visibles des ferrures. Or, dans le cas de l'accident, la crique se situe au niveau de l'alésage. Elle est par conséquent masquée par la joue intérieure de la chape de l'aile et échappe, de ce fait, à l'inspection. Dans ces conditions, seul un démontage du pylône de l'aile aurait permis de la détecter.

Dans le cas de l'accident de Miami, la crique se situe également sous la joue intérieure de la chape et se trouve donc également cachée et indétectable visuellement.

On peut rappeler en outre que :

- les attaches médianes du pylône sur l'aile ont, depuis la mise en service du B 707, montré des faiblesses qui se sont traduites par l'apparition de plus d'une cinquantaine de criques de fatigue,
- la faiblesse structurale des attaches médianes concerne d'abord les moteurs intérieurs mais aussi, à degré moindre, les moteurs extérieurs.

Ce phénomène est très probablement en rapport avec le vieillissement des avions. On note en effet que le 5N-MAS et les deux avions de Miami totalisent tous les trois plus de 50000 heures de vol et plus de 17000 cycles. D'autre part, il se peut que la modification HUSH KIT ait eu une influence négative sur la tenue des attaches (cf à ce sujet en annexe 5 les commentaires de la F.A.A. dans les A.D. successives).

## **2.4 Le feu de l'aile droite**

Les deux témoins au sol ont indiqué que, à la verticale de la piste, l'avion venant de l'ouest, l'aile n'était pas en flammes. L'un a précisé qu'il distinguait, sous le plan droit, "comme une sorte de brouillard".

Ce fait est à rapprocher du témoignage d'un passager qui, étant allé vérifier l'état de l'aile droite a remarqué une fuite de carburant.

Il est rappelé que les traces de feu sur l'extrados de l'aile partent du bord d'attaque au niveau du pylône du moteur n° 3 et s'évasent vers le bord de fuite alors qu'il n'y a aucune trace de feu au niveau du moteur n° 4. La fuite de carburant, à l'origine du feu, se situe par conséquent à cet endroit.

Il est raisonnable de penser que, par suite de la fermeture des deux robinets coupe-circuit carburant, la fuite de carburant au niveau du moteur n° 4 a été stoppée tandis que celle du moteur n° 3 a persisté à cause d'un endommagement du circuit lors de l'arrachement du pylône.

Pendant toute la descente à une vitesse variable mais toujours supérieure à 220kt, il est probable que la fuite a continué sans que le carburant prenne feu, les conditions d'inflammation (dépression de l'extrados, vitesse) n'étant pas réunies et le carburant vaporisé n'étant pas en contact avec les courts-circuits électriques du faisceau de câblages blessés situé au niveau du bord d'attaque du moteur n°3.

Ces conditions ont changé lors du dernier virage, à la suite de la sortie partielle des volets. La vitesse a diminué (entre 220 et 190 kt), la dépression régnant à l'extrados et les turbulences ont augmenté. Le carburant s'est alors enflammé probablement sous l'effet des arcs électriques des courts-circuits précités, les conditions de richesse du mélange air-kérosène étant alors optimales pour la combustion.

Cet incendie est violent ainsi qu'en témoigne l'état de l'extrados, au niveau du bord d'attaque. Ce feu intense a d'autre part détruit le bord de fuite ainsi que les volets et laissé des traces de surchauffe sur toute la partie arrière droite du fuselage.

Le contrôleur d'Istres a signalé au temps 8h33mn28s que l'aile droite était en feu. Le toucher des roues s'est effectué au temps 8h35mn35s. Par conséquent, le feu de l'aile droite a duré plus de deux minutes sans qu'il soit possible d'être plus précis.

Il est plus difficile de comprendre le processus qui a provoqué l'explosion du réservoir n° 4, explosion qui a profondément endommagé les longerons avant et arrière de l'aile.

L'hypothèse la plus vraisemblable semble être la suivante :

- le feu intense de l'extrados porte à haute température la tôle de revêtement en alliage léger, diminue sa résistance mécanique, ce qui explique les craquelures et les boursouflures dans toute la zone noircie par l'incendie et tout particulièrement dans la partie la plus proche de la fuite de carburant,

- du fait de la différence de pression entre l'extérieur et l'intérieur de l'aile, la tôle surchauffée cède, provoquant les crevasses constatées,

- par les crevasses ainsi créées, et du fait des vapeurs de kérosène du circuit de mise à l'air libre, le feu progresse petit à petit et provoque l'explosion du réservoir n° 4. Le dessin de la planche 0 qui détaille l'endommagement de l'aile droite montre la position de ce réservoir. C'est de fait le plus exposé puisque situé dans sa partie la plus intérieure au niveau du moteur n°3.

L'explosion dans l'aile s'est probablement produite en vol, peu de temps avant l'atterrissement compte tenu de la boule de feu aperçue par un témoin.

## **2.5 Le pilotage en situation de détresse**

L'écoute du CVR et les déclarations recueillies ont permis de préciser les actions de l'équipage dans cette situation de détresse.

#### Le commandant de bord

Il assure le pilotage de l'avion. Aussitôt après la perte des deux moteurs droits, il va à l'essentiel et s'attache à garder le contrôle en contrant aux commandes. La servo commande de direction fonctionne normalement et les commandes de gauchissement et de profondeur sont intactes. Or l'écoute du CVR restitue un effort physique intense. Il semble donc que cet effort important pour "tenir" l'appareil soit la conséquence du déséquilibre pondéral entre les deux ailes et de la poussée des seuls moteurs gauches.

Pendant toute la descente, le commandant limite les traînées en ne sortant les volets que le plus tard possible.

Parallèlement, il donne des ordres brefs et prend rapidement les décisions nécessaires. Ainsi, il accepte tout de suite la proposition du mécanicien navigant d'alléger l'appareil en vidangeant du carburant. Il s'inquiète de la situation météorologique et demande au copilote de signaler que l'avion est peu manœuvrant.

Par la suite, il décide de se poser sur le terrain d'Istres qui se trouve par chance sur la trajectoire et dont la piste est très longue. L'approche et le dernier virage s'effectuent par virages à gauche, respectant ainsi la règle classique donnant la préférence au virage effectué sur les moteurs vifs plutôt que sur les moteurs ne fournissant plus de poussée.

#### Le copilote

Il ne s'aperçoit tout d'abord que de la perte du moteur extérieur. Il assure le trafic radio et guide le commandant de bord à partir des caps donnés par le contrôle, vérifie auprès du mécanicien navigant l'exécution de la checklist "consignes de secours".

Enfin, voyant la piste d'Istres, il se renseigne sur la nature de ce terrain et sur la longueur de sa piste. Conscient des faibles possibilités de manœuvre de l'avion, il suggère l'exécution d'un circuit par la gauche à contre QFU. Il conseille au commandant de bord de garder une vitesse minimum de 200 kt et l'assiste pendant l'atterrissement en tenant les manettes des gaz des moteurs gauches.

Au plan anecdotique, il a encore le temps de prendre, en vol, une photo du bord d'attaque de l'aile droite où le moteur n° 4 a disparu....(Flight International 4/10 novembre 1992).

#### Le mécanicien navigant

Il exécute successivement les actions ci-après :

Il règle le problème de la dépressurisation en isolant le circuit droit en fermant la vanne d'isolement du circuit.

Il ferme les robinets coupe-feu carburant (shut off valves) des moteurs n° 3 et 4.

Il isole le circuit hydraulique du moteur n° 3 en fermant le robinet coupe-feu hydraulique.

Il règle le problème de l'énergie électrique secours en connectant la "bus essentielle" sur l'alternateur n° 1.

Il envoie un passager inspecter par les hublots de la cabine l'état de l'aile droite.

Il propose d'alléger l'avion à partir du dispositif de vidange rapide en vol. Le commandant de bord ayant accepté, il procède à la vidange malgré des difficultés au niveau du réservoir de carburant n° 1.

Aidé du passager mécanicien sol, il sort le train en secours, et s'assure de son complet verrouillage.

Pendant le dernier virage, il sort les volets en procédure secours.

Enfin, constatant que le commandant de bord, du fait de la panne du circuit de freinage normal (mode hydraulique), utilise le freinage en secours (mode pneumatique), il actionne l'inverseur du moteur n° 2.

#### Commentaires d'ensemble

Pendant les 24 minutes environ que dure cette manœuvre, l'équipage a été gêné par les multiples alarmes sonores que le mécanicien navigant n'est pas parvenu à couper.

L'équipage ne disposait pas de consignes de secours correspondant au cas rencontré. Il a donc appliqué la consigne "Engine fire, severe damage or separation" du manuel de vol. Elle est reproduite en planche 5.

Quoi qu'il en soit, l'exécution de cette consigne de secours s'est révélée efficace, l'appareil étant resté manoeuvrant jusqu'à l'atterrissement en conservant l'essentiel des servitudes secours indispensables :

- . la servo commande hydraulique de direction fonctionnait normalement en secours,
- . le freinage normal était inopérant mais le freinage en secours (pneumatique) a fonctionné,
- . La génération électrique a permis, entre autres, d'effectuer la vidange du carburant (dumping), de sortir les volets en secours, ainsi que d'assurer le fonctionnement normal du transpondeur et des communications radio.

L'importante charge de travail liée à cet événement exceptionnel a été remarquablement bien répartie entre les membres d'équipage et cette bonne organisation a contribué incontestablement à la réussite de la manœuvre.

#### **2.6 L'assistance du contrôle**

Les écoutes des radio communications et du CVR ont permis d'analyser les phases successives du dialogue entre l'équipage de l'avion en détresse et les contrôleurs.

#### CRNA/SE

Les deux premiers appels de détresse se situent aux temps 8h11mn41s et 8h11mn48s. A 8h11mn53s, le contrôleur du CRNA/SE répond : "say your level and position Sir". Il renouvelle sa question à 8h12mn02s en précisant qu'il n'a pas de contact radar.

Remarque : La reconstitution des traces radar faite par le CRNA/SE a confirmé la disparition momentanée de l'image secondaire du 5N-MAS entre les temps 8h10mn50s et 8h12mn20s (cf annexe 2). Ainsi, pendant 1 minute 30 secondes, il n'était pas possible au contrôleur d'identifier l'appareil à partir du radar. Cette disparition de la trace s'explique par le fait que l'alimentation électrique du transpondeur est assurée par le réseau "bus essentielle", connecté sur le moteur n° 3 au moment de son arrachement. Le transpondeur n'a plus émis parce qu'il n'était plus alimenté électriquement. Il s'est remis à émettre - et l'image secondaire est revenue -lorsque le mécanicien navigant a connecté la bus essentielle sur le moteur n° 1.

Le contrôleur identifie l'appareil, sans doute à partir de la relecture du strip et le fait descendre au niveau 200.

Le contrôleur demande à l'avion de confirmer qu'il désire se poser à Marignane. Devant la réponse ("Anywhere landing immediate"), il demande l'affichage au transpondeur du code de détresse 7700 et fait virer l'avion au sud, vers Marignane. C'est à 8h14mn13s que KABO 671 précise la nature de ses ennuis :"We need emergency landing emergency landing both engines missing right wing emergency landing radar". A noter que cette phrase peut être comprise de deux façons. L'équipage, bien sûr, veut faire passer le message de l'arrachement de deux moteurs. En fait, il est très probable que le contrôleur a compris que l'équipage veut atterrir parce qu'il a des moteurs en panne.

L'avion est transféré à Marseille Contrôle.

#### Marseille Contrôle

Dès le début du transfert, le nouveau contrôleur cherche à obtenir des précisions. A 8h16mn22s, il demande :"Ah Roger proceed direct to Mike Romeo Sierra. What is the nature of your problem ?".

La réponse du 5N-MAS est plus précise : "Two engines missing two engines missing structural request straight-in landing". Elle peut cependant être interprétée par le contrôleur comme une double panne moteur si le mot "structural" n'est pas perçu ou compris.

A 08h17mn14s, le contrôleur renouvelle sa question, ce qui semble confirmer qu'il n'a pas compris :"How many engine on failure ..671 ?". La réponse ("Two engines missing...") ne lève pas l'ambiguïté. Au temps 8h17mn51s, KABO 671 demande les conditions météorologiques sur Marseille.

Le dialogue avec le 5N-MAS est gêné par le trafic radio du contrôleur avec d'autres avions sur la fréquence. A 8h18mn40s, le pilote rappelle la réalité de son appel de détresse :"MAYDAY MAYDAY MAYDAY MAYDAY MAYDAY MAYDAY 671 request weather". L'avion est ensuite transféré sur Marseille Approche, sans que sa demande d'informations météorologiques ait été relevée.

#### Marseille Approche

Dès le transfert sur la fréquence de Marseille Approche, le contrôleur donne le cap 240 et précise que la piste en service est la 14. Sur la même fréquence, le vol UTA 7209 qui vient de décoller de Marseille, se signale "en montée 3000 pieds".

A 8h20mn33s KABO 671 renouvelle son appel de détresse : "Roger request all assistance possible we have two engines broken from the airplane only running on one and two". Le contrôleur répond "Roger I understand" (en fait, toujours pour les mêmes raisons, il est probable qu'il a pas compris la situation réelle de cet avion).

Par la suite, KABO 671 signale que l'appareil est peu manœuvrant et rappelle qu'il désire les conditions météorologiques de Marseille. C'est à cet instant que, doutant de bénéficier de conditions correctes à Marseille, l'équipage envisage d'aller jusqu'à Palma et demande la météo corresp- pondante. La suite du dialogue montre qu'il abandonne rapidement cette idée. Il obtient enfin dans le détail les conditions météorologiques de Marseille, répond aux questions du contrôleur quant aux nombres de personnes et à la quantité de carburant restant à bord. Le contrôleur donne ensuite le cap 180° pour amener l'avion vers la piste 14 (cf trajectoire en annexe 2).

Le dialogue avec le 5N-MAS est gêné par le trafic radio avec d'autres avions sur la fréquence.

Le contrôleur fait virer l'avion à gauche au cap 110. Peu après, 5N-MAS demande : "KABO we have an airfield ahead what is that airfield ?". C'est le terrain militaire d'Istres, avec sa piste de 4000 mètres. L'équipage suggère de s'y poser ("4000 m I can land there ?"). Le contrôleur, après coordination, lui transmet cette autorisation. L'avion est transféré à Istres Tour.

On constate donc, au travers de cette analyse, que ce n'est que progressivement que les différents interlocuteurs du 5N-MAS ont pris conscience de la gravité réelle de la situation, sans d'ailleurs peut-être jamais en identifier la cause réelle. En particulier, les appels pressants et les MAYDAY n'ont pas suffi à cette prise de conscience. Le service fourni n'a pas été adapté à la gravité et au caractère d'urgence de la situation de détresse de l'avion.

On peut noter, entre autres, que les changements de fréquence demandés à diverses reprises et la poursuite des échanges avec d'autres appareils ont augmenté la charge de l'équipage. Quand l'avion s'est signalé en détresse, demandant à se poser d'urgence, il n'y a pas eu analyse des terrains et des moyens de secours disponibles. De même, alors que l'avion, dont les capacités amoindries de manœuvre étaient connues, se rapprochait de Marignane pour se poser en 14, les décollages ont été poursuivis sans, semble-t-il, la prise en compte de cet élément. Enfin, les demandes d'information météorologique n'ont reçu de réponse

qu'assez tard. Une réponse, même d'attente, aurait pourtant évité à l'équipage cette espèce de dialogue de sourds ajoutant à sa tension nerveuse.

Tout ceci ne peut s'improviser, et en particulier en situation de crise. Seuls une préparation et un entraînement à de telles situations peut permettre d'y répondre au mieux le moment venu. Or le personnel du contrôle ne bénéficie pas systématiquement de cet entraînement.

### **3 - CONCLUSIONS**

#### **3.1. Faits établis par l'enquête**

L'équipage détenait les brevets, licences et les qualifications requises pour l'exploitation de l'appareil.

Les opérations de maintenance prescrites avaient été effectuées suivant les consignes en vigueur.

En montée, en atmosphère turbulente, le moteur n° 3, par suite de la rupture de ses attaches, a été propulsé vers l'extérieur et est venu percuter le moteur n° 4, provoquant son arrachement.

La rupture des attaches du pylône du moteur n° 3 a débuté à partir d'une crie de fatigue de l'attache médiane intérieure. Cette crie n'a pas été détectée lors de l'exécution, par deux fois, de la consigne de navigabilité (CN) imposant l'inspection visuelle périodique des attaches médianes. L'inspection visuelle décrite par la CN était insuffisante pour permettre cette détection.

L'assistance du contrôle à l'avion en détresse a comporté des lacunes dans la préparation au traitement des situations d'urgence. Toutefois, en l'espèce, ces lacunes ne sont pas à l'origine de l'accident et n'ont pas contribué à en agraver les conséquences.

L'équipage a réussi son atterrissage d'urgence, aile droite en feu, sur la piste d'Istres.

L'intervention de la SSIS d'Istres a évité la destruction totale de l'appareil et de sa cargaison.

#### **3.2. Causes probables**

L'accident résulte de la rupture en vol des attaches pylône du moteur intérieur droit, dans des conditions telles que ce moteur est venu percuter et arracher le moteur extérieur.

La consigne de navigabilité imposant la surveillance périodique des attaches médiane s'est révélée être d'une efficacité insuffisante.

## **4 - RECOMMANDATIONS DE SECURITE**

### **4.1 Attaches pylônes du B 707**

Cet accident a mis en lumière la faiblesse des attaches pylônes du B 707. Cette faiblesse structurale avait déjà provoqué quatre cas de perte en vol de moteurs.

Les consignes de navigabilité successives depuis 1977 montrent que ce problème n'est pas récent. Parce qu'elles se limitent à des vérifications visuelles sans démontages, elles ne permettent pas la détection de criques cachées, telles celles décrites dans le présent rapport.

Il n'est pas impossible d'autre part que la modification HUSH KIT soit un facteur aggravant, augmentant la probabilité d'occurrence de criques.

En conséquence, le B.E.A. recommande :

- Que, pour garantir la sécurité des vols, l'inspection des attaches médianes actuelles des pylônes des moteurs soit modifiée, de façon à permettre la détection des criques cachées, ou que ces attaches soient systématiquement remplacées par des attaches renforcées.

Remarque : ces attaches renforcées devront avoir été étudiées de façon à répondre aux contraintes nouvelles pouvant avoir été induites par la modification d'insonorisation des réacteurs.

### **4.2 Contrôle**

Cet accident a montré des imperfections dans le traitement de la détresse. Elles sont liées à la conjugaison du caractère inhabituel de la situation (rupture de la routine) et à la soudaine tension nerveuse (stress) due à l'état de détresse de l'avion. Si les contrôleurs de la Circulation Aérienne sont préparés à ce type de situation lors de leur formation initiale, ils ne bénéficient pas par la suite d'un entraînement périodique spécifique.

En conséquence, le B.E.A. recommande :

- Que les contrôleurs soient régulièrement entraînés à faire face à des situations de détresse et d'urgence, par l'étude théorique des cas possibles et par des exercices pratiques correspondants.