



*Accident
survenu le 25 juillet 2000
au lieu-dit La Patte d'Oie
de Gonesse (95)
au Concorde
immatriculé F-BTSC
exploité par Air France*

RAPPORT D'ETAPE (10/07/2001)

f-sc000725e2

AVERTISSEMENT

Le présent document fait le point sur l'avancement de l'enquête technique au 10 juillet 2001 et complète le rapport préliminaire et le rapport d'étape déjà publiés. Seuls des paragraphes actualisés ou nouveaux y figurent et leur numérotation est cohérente avec celle des rapports précédents.

L'enquête est toujours en cours, les recherches ne sont pas toutes terminées et certains points pourront encore évoluer. Ce n'est que lorsque l'ensemble des travaux sera terminé qu'il sera possible de conclure sur les circonstances et les causes de l'accident.

Conformément à l'Annexe 13 à la Convention relative à l'aviation civile internationale, à la Directive 94/56/CE et à la Loi n° 99-243 du 29 mars 1999, l'enquête technique n'est pas conduite de façon à établir des fautes ou à évaluer des responsabilités individuelles ou collectives. Son seul objectif est de tirer de cet événement des enseignements susceptibles de prévenir de futurs accidents.

Conformément à la Loi n° 78-753 du 17 juillet 1978, ce document est communiqué sous réserve des droits de propriété littéraire et artistique. La reproduction, la diffusion ou l'utilisation de ce document à des fins commerciales sont interdites.

Table des matières

A V E R T I S S E M E N T	2
GLOSSAIRE	6
SYNOPSIS	7
POINT SUR L'ENQUÊTE	8
6 - RENSEIGNEMENTS SUR L'AERONEF	10
6.2 Trains d'atterrissage	10
6.2.1 Généralités	10
6.2.2 Rentrée des trains	10
6.4 Moteurs	12
6.4.4 Protection feu	12
6.7 Systèmes avion	14
6.7.1 Commandes de vol	14
6.7.2 Conditionnement d'air	14
11 - ENREGISTREURS DE BORD	15
11.2 Enregistreur phonique	15
11.2.1 Exploitation du CVR	15
11.2.1.1 Base de temps	15
11.2.1.2 Logiciels utilisés	16
11.2.2 Transcription de l'enregistrement	18
11.2.3 Identification des alarmes et des bruits	21
11.2.3.1 Démarche suivie	21
11.2.3.2 Travaux complémentaires	24
11.2.3.2.1 Enregistrements en vol	24
11.2.3.2.2 Démodulation du 400 Hz	25
11.2.3.3 Résultats des recherches	26
12 - RENSEIGNEMENTS SUR L'EPAVE ET L'IMPACT	26
12.4 Travaux sur l'épave	26
12.4.1 Reconstruction de l'aile et examen des débris	26
12.4.1.1 Extrados	28
12.4.1.2 Intrados	29
12.4.2 Partie arrière du fuselage	29
12.4.3 Examen des sièges	30
12.4.4 Examen des baies sèches	30
12.4.4.1 Description	30

12.4.4.2 Examen	31
12.4.4.2.1 Partie avant	31
12.4.4.2.2 Partie arrière	31
12.4.5 Résistance structurale à la flamme	32
16 - ESSAIS ET RECHERCHES	33
16.1 Préparation des vols à Air France	33
16.1.1 Organisation générale	33
16.1.2 Préparation du vol AFR 4590	33
16.1.2.1 L'étude vol	33
16.1.2.2 Le départ vol	34
16.1.2.3 La piste	34
16.1.2.4 Le trafic	34
16.6 Lamelle métallique retrouvée sur la piste	34
16.6.1 Constatations sur le N 13067	35
16.6.2 Documentation du constructeur	37
16.6.2.1 Démontage et réparation des bandes d'usure	37
16.6.2.2 Espace entre le capot arrière et le capot de l'inverseur de poussée	38
16.6.3 Maintenance du N 13067	39
16.6.4 Examen de la lamelle métallique	39
16.6.5 Examen des prélèvements effectués sur le N 13067	40
16.6.6 Analyse des photos du capot du N 13067	40
16.6.7 Mécanisme de destruction du pneumatique	41
16.9 Les moteurs	42
16.9.1 Observations sur les moteurs	42
16.9.1.1 Démontage des moteurs 1 et 2	43
16.9.1.1.1 Moteur 1	43
16.9.1.1.2 Moteur 2	44
16.9.1.2 Examen des moteurs 3 et 4	44
16.9.1.2.1 Moteur 3	44
16.9.1.2.2 Moteur 4	45
16.9.1.3 Recherches effectuées en laboratoire	46
16.9.1.3.1 Moteur 1	46
16.9.1.3.2 Moteur 2	47
16.9.1.3.3 Examen des sélecteurs des robinets HP	48
16.9.2 Ingestions de débris de pneumatique survenues en exploitation	48
16.9.3 Exploitation des données	48
16.9.4 Fonctionnement des moteurs	51
16.9.4.1 Moteur 1	51
16.9.4.2 Moteur 2	52
16.9.4.3 Moteurs 3 et 4	53
16.9.4.4 Conclusion	53
16.10 Origine de la non rentrée du train d'atterrissage	53
16.11 Passage de la direction en mécanique	55
16.12 Alarmes	55

16.12.1 Alarme fumée toilettes	55
16.12.2 Alarme feu moteur	56
17 - RENSEIGNEMENTS SUR LES ORGANISMES ET LA GESTION	57
17.1 Exploitation du Concorde à Air France	57
17.1.1 PNT	57
17.1.2 PNC	57
17.1.3 Maintenance	58
17.2 Suivi de navigabilité par l'autorité de certification	58
18 - RENSEIGNEMENTS SUPPLEMENTAIRES	59
18.2 Absence de l'entretoise du train principal gauche	59
18.2.1 Opérations d'entretien	59
18.2.1.1 Documentation	60
18.2.1.2 Travaux effectués	60
18.2.2 Examen du bogie	61
18.2.3 Conséquences possibles sur l'atterrisseur de l'absence de l'entretoise	62
18.2.3.1 Aspect mécanique	62
18.2.3.2 Câblages et tuyauteries	63
18.2.3.3 Déplacement du bogie	63
18.2.4 Examen des pneumatiques	64
18.2.5 Etude du début du vol	64
18.3 Prévention des risques liés aux débris sur l'aire de mouvement	66
18.3.1 Etat de la réglementation en France	66
18.3.2 Prévention des risques liés aux débris à Paris Charles de Gaulle	66
18.3.2.1 L'aire de manœuvre	66
18.3.2.2 L'aire de trafic	67
18.3.3 Situation à l'étranger	68
18.3.3.1 Canada	68
18.3.3.1.1 Historique	68
18.3.3.1.2 Réglementation	68
18.3.3.1.3 Documentation technique	68
18.3.3.1.4 Surveillance	68
18.3.3.1.5 Formation	69
18.3.3.1.6 Exemple : aéroport International de Vancouver	69
18.3.3.2 Etats-Unis	69
18.3.3.2.1 Cadre général	69
18.3.3.2.2 Réglementation	70
18.3.3.2.3 Circulaire	70
18.3.3.2.4 Formation	70
18.3.3.2.5 Exemple : aéroport International d'Atlanta Hartsfield	71
18.3.3.2.6 Exemple : aéroport de Washington National	71
18.3.3.3 Pays-Bas	72
18.3.3.4 Royaume-Uni	72
LISTE DES ANNEXES	74

Glossaire

AAIB	Air Accidents Investigation Branch (Royaume-Uni)
ADP	Aéroports de Paris
ASDA	Accelerate Stop Distance Available
BAE	British Aerospace
BP	Basse pression
CAS	Computed Airspeed
CAU	Cold Air Unit
CN	Consigne de navigabilité
CVR	Enregistreur phonique
EADS	European Aeronautic Defense and Space
EGT	Exhaust Gas Temperature
FD	Directeur de vol
FDR	Enregistreur de paramètres
FF	Débit de carburant
FOD	Foreign Object Damage
ft	Pied(s)
GPWS	Avertisseur de proximité du sol
GTA	Gendarmerie des Transports Aériens
HP	Haute pression
hPa	HectoPascal
kt	Nœud(s)
MWS	Panneau d'alarmes principal
N1	Vitesse de rotation de l'ensemble BP
N2	Vitesse de rotation de l'ensemble HP
Nx	Accélération longitudinale (en g)
OMN	Officier mécanicien navigant
OPL	Officier pilote de ligne
P7	Pression de sortie tuyère (en Psi)
PFCU	Servo commande de puissance
PNC	Personnel Navigant de Cabine
PNT	Personnel Navigant Technique
Psi	Pounds per Square Inch
TCU	Throttle Control Unit
TRE	Examinateur de qualification de type
VR	Vitesse de rotation
Vzrc	Vitesse de taux de montée nul

SYNOPSIS

Date de l'accident

Mardi 25 juillet 2000 à 14 h 44 min ⁽¹⁾

Aéronef

Concorde
immatriculé F-BTSC

Lieu de l'accident

Lieu-dit La Patte d'Oie de Gonesse (95)

Propriétaire

Air France

Nature du vol

Vol à la demande
Indicatif AFR 4590

Exploitant

Air France

Personnes à bord

PNT : 3
PNC : 6
Passagers : 100

Résumé

Lors du décollage de la piste 26 droite de l'aérodrome de Paris Charles de Gaulle, peu avant la rotation, le pneu avant droit (roue n° 2) du train gauche roule sur une lamelle métallique tombée d'un autre avion et se détériore. Des débris sont projetés contre la structure de l'aile provoquant une rupture du réservoir 5. Un feu important, alimenté par la fuite, se déclare sous la voilure gauche. Des problèmes apparaissent peu après sur le moteur 2 et momentanément sur le moteur 1. L'avion décolle mais ne peut ni prendre d'altitude ni accélérer. L'équipage constate que le train ne rentre pas. A la vitesse de 200 kt et à l'altitude radio sonde de 200 pieds, il vole pendant environ une minute. Le moteur 1 perd alors sa poussée, l'incidence et l'inclinaison augmentent fortement. La poussée des moteurs 3 et 4 diminue rapidement. L'avion s'écrase sur un hôtel.

Conséquences

	Personnes			Matériel
	Tué(s)	Blessé(s)	Indemne(s)	
Équipage	9	-	-	
Passagers	100	-	-	
Tiers	4	6	-	détruit

¹Sauf précision contraire, les heures figurant dans ce rapport sont exprimées en temps universel coordonné (UTC). Il convient d'y ajouter deux heures pour obtenir l'heure en vigueur en France le jour de l'événement.

POINT SUR L'ENQUÊTE

Après la publication du rapport préliminaire le 31 août 2000 et du rapport d'étape le 15 décembre 2000, l'enquête s'est poursuivie, toujours autour des quatre axes de travail suivants :

- épave,
- conduite du vol et performances avion,
- événements antérieurs, certification et réglementation,
- recherches techniques,

en association étroite avec les représentants des organismes d'enquête étrangers et des entreprises concernés, et en coordination avec les responsables de l'enquête judiciaire.

Les enquêteurs techniques ont tenu une réunion de travail avec les représentants de Continental Airlines au siège du NTSB à Washington. Ils ont terminé leurs travaux sur l'épave et particulièrement sur la partie gauche de l'avion (baie sèche, voilure, puits de train). Les examens des moteurs, des morceaux du réservoir 5 et des trains d'atterrissement, effectués dans le cadre de l'instruction judiciaire et soumis aux contraintes de cette procédure, sont terminés ; les examens des débris de pneumatique et du panneau mécanicien, effectués dans le même cadre, sont toujours en cours. Des examens complémentaires des morceaux du réservoir 5 ont été demandés par les enquêteurs techniques. Les enquêteurs techniques ont effectué avec Goodyear des essais de roulage d'un pneumatique sur une lamelle métallique similaire à celle retrouvée sur la piste après l'accident.

Les travaux sur les causes de la destruction du réservoir 5 et sur l'allumage et le développement de l'incendie se sont poursuivis. Ils ne sont pas encore terminés.

La Commission d'enquête a tenu trois nouvelles réunions au cours desquelles elle a été informée des progrès de l'enquête, a discuté et approuvé le projet de second rapport d'étape. Plusieurs de ses membres ont participé aux travaux du BEA.

Rien, à ce stade de l'enquête, n'est venu contredire le scénario indicatif suivant :

Le Concorde au décollage sur la piste 26R roule à la vitesse de 175 kt sur une lamelle métallique provenant d'un DC 10 qui a décollé quelques minutes plus tôt. Cette lamelle entaille le pneu de la roue n° 2 du train d'atterrissement gauche. Un ou plusieurs morceaux de pneumatique sont projetés sur la partie intrados de l'aile au niveau du réservoir 5. Cela conduit à la rupture de ce réservoir selon un processus, en cours d'étude, qui paraît associer la déformation de la paroi du réservoir et la propagation d'une onde dans le carburant. Une fuite importante en résulte. Le kérosène qui fuit est brassé dans la turbulence du train d'atterrissement et prend feu.

Les causes de cette inflammation sont également en cours d'étude. Les moteurs 1 et 2 sont fortement perturbés par les gaz chauds résultant de l'inflammation du kérosène qui fuit. L'avion décolle avec une flamme stabilisée très importante qui va provoquer des dégâts structuraux tout au long du vol. L'alarme feu du moteur 2 se déclenche ; l'équipage effectue la procédure feu réacteur. Le moteur 1 récupère une poussée proche de la normale. L'avion vole à une vitesse faible et reste à basse altitude. L'équipage constate que le train d'atterrissement ne rentre pas, vraisemblablement à cause d'une défaillance de la porte gauche, elle-même due aux dégâts causés soit par les chocs occasionnés par la destruction du pneu, soit par la flamme. L'équipage évoque un possible atterrissage sur le terrain du Bourget. La perte de poussée du moteur 1 se produit quelques secondes plus tard à cause de l'ingestion d'un mélange gaz chauds/kérosène et des dommages internes provoqués par des ingestions de débris de structure. L'incidence et le roulis de l'avion augmentent alors fortement, le contrôle de l'avion est perdu sous l'effet de la combinaison de la dissymétrie de poussée, du déséquilibre profond poussée-trainée et, peut-être, des dégâts structuraux dus au feu. La poussée des moteurs 3 et 4 diminue rapidement, vraisemblablement du fait d'une réduction volontaire associée à la distorsion de la veine d'air. L'avion s'écrase.

6 - RENSEIGNEMENTS SUR L'AERONEF

6.2 Trains d'atterrisseage

6.2.1 Généralités

Le Concorde possède un train avant, un train auxiliaire situé à l'arrière du fuselage et deux trains principaux munis chacun d'un bogie de quatre roues. Les bogies sont pourvus d'un système qui détecte le sous gonflage d'un pneu. Ce système fait clignoter deux voyants rouges TYRE sur chacune des planches de bord des pilotes et allume un voyant WHEEL sur la planche de bord droite pilote au-dessus de la commande de train. Un voyant ambre TYRE s'allume également sur le panneau mécanicien.

Le système de détection est inhibé quand la vitesse des roues avant est inférieure à 10 kt ou quand l'orientation de celles-ci est supérieure à trois degrés et qu'aucune manette de poussée n'est en position plein avant. Les voyants rouges TYRE sont inhibés quand la vitesse anémométrique est supérieure à 135 kt.

Le système de détection est auto surveillé. L'allumage d'un voyant jaune SYSTEM situé sur le panneau mécanicien (à côté du voyant ambre TYRE) signale que le module d'auto surveillance a détecté un défaut dans le système de détection de sous-gonflage.

6.2.2 Rentrée des trains

La rentrée des trains est commandée électriquement par une manette située au panneau pilote (levier à trois positions : up, neutre, down). Elle est actionnée par la pression hydraulique du circuit Vert. Il n'y a pas de circuit de secours pour la rentrée du train ; le circuit hydraulique Jaune n'est utilisé que pour la sortie, en cas de défaillance du circuit Vert.

La manette de commande de train ne peut être déplacée de la position « down » vers la position « up » qu'à condition qu'elle soit alimentée électriquement ce qui nécessite que l'amortisseur du train gauche soit détendu. La séquence de rentrée débute alors, les voyants « doors » s'allument et restent allumés pendant toute la durée d'ouverture des portes.

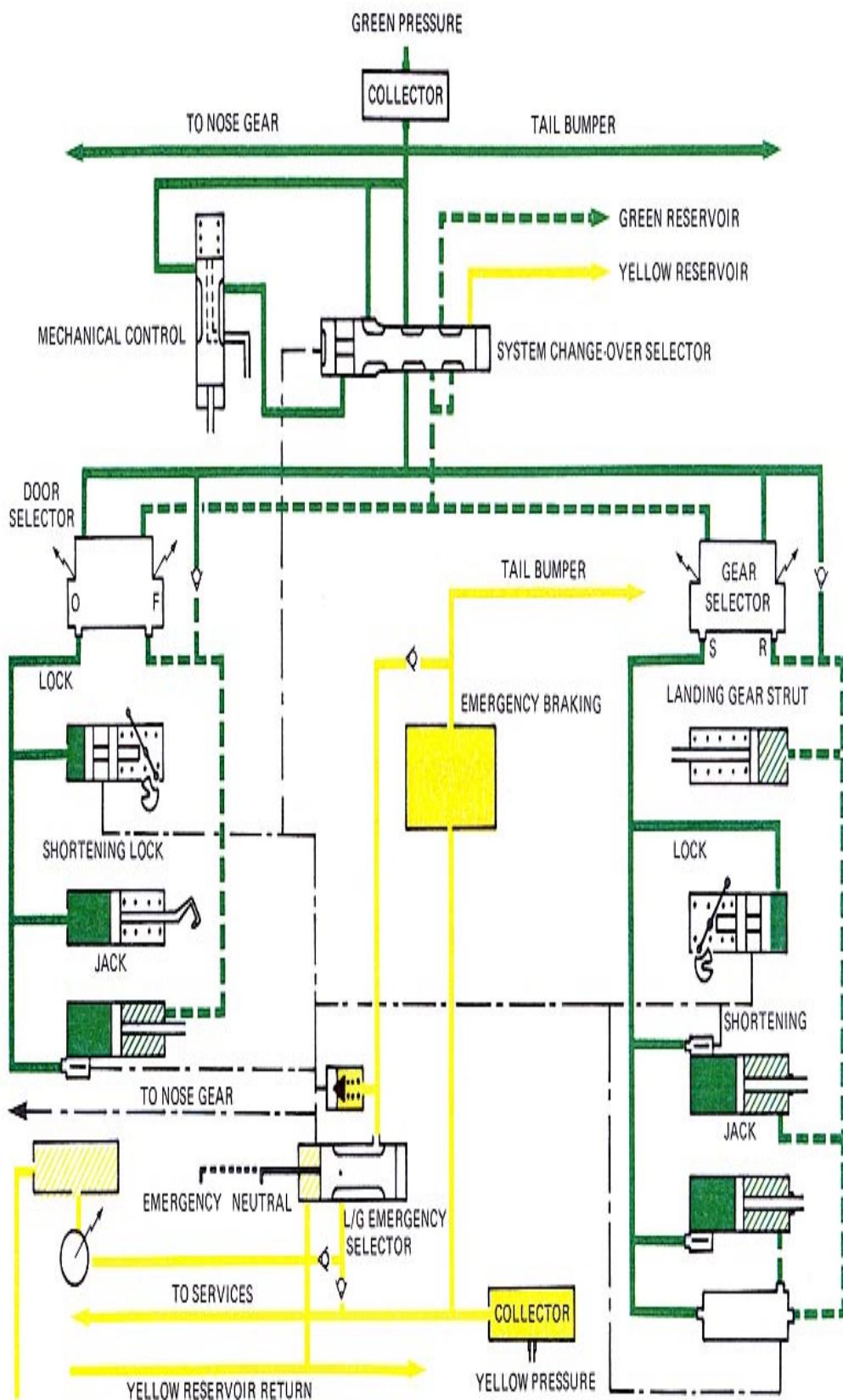


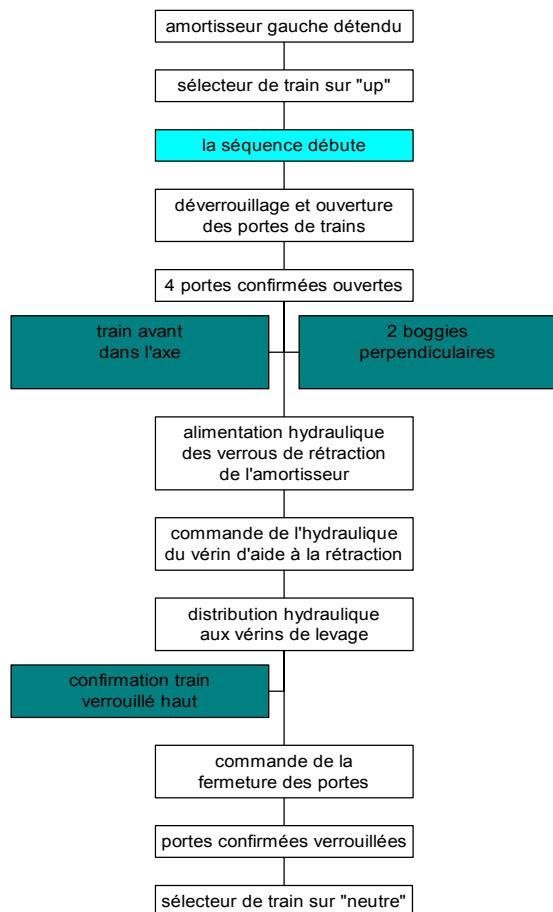
Figure 1 : Circuits hydrauliques pour les manœuvres du train atterrissage

La position « up » déclenche l'ouverture des portes de train qui sont maintenues ouvertes par la pression hydraulique pendant toute la séquence de rentrée. Les roues sont freinées automatiquement. Lorsque toutes les portes sont vues ouvertes⁽²⁾, les conditions suivantes sont regardées :

- perpendicularité des bogies⁽³⁾,
- centrage du train avant⁽⁴⁾.

Lorsque ces conditions sont réunies, la pression hydraulique est distribuée vers les verrous de rétraction et les vérins d'aide à la rétraction⁽⁵⁾ puis les vérins de relevage. Durant la rentrée des trains principaux, les amortisseurs sont rétractés dans la jambe de train pour permettre leur logement dans le puits de train. Quand tous les trains sont verrouillés en position haute, la fermeture des portes est ordonnée. Le sélecteur de train est alors remis en position « neutre » pour couper les alimentations électrique et hydraulique.

Figure 2 - Séquence d'une rentrée de train



Remarque : une séquence complète de rentrée du train dure environ douze secondes qui se répartissent de la façon suivante : deux pour l'ouverture des portes, huit pour le relevage du train, deux pour la fermeture des portes.

6.4 Moteurs

6.4.4 Protection feu

Le système de détection de feu sur un réacteur est composé de deux boucles conçues de façon à détecter :

- un incendie autour du moteur et/ou
- un feu de type flamme torche autour de la chambre de combustion.

2 Si un des capteurs « porte ouverte » est détruit, l'information transmise est « la porte n'est pas ouverte » et la séquence de rentrée du train ne peut démarrer.

3 La perpendicularité est assurée par deux vérins pneumatiques autonomes gonflés à l'azote.

4 Ce centrage, purement mécanique, est réalisé par un ensemble doigt-came.

5 La rentrée du train se poursuit même si le vérin d'aide à la rétraction est défaillant.

Chaque boucle comprend en série un élément sensible autour de la partie avant du réacteur, un élément sensible autour de la partie arrière (ces deux éléments sont tarés pour une température d'air supérieure à 600 °C) et un élément sensible intermédiaire autour de la chambre de combustion.

Les deux boucles doivent détecter le défaut simultanément pour déclencher l'alarme FEU REACTEUR. Celle-ci est matérialisée par l'allumage d'un voyant rouge clignotant sur la poignée coupe-feu du moteur concerné, accompagné d'une alarme sonore (sonnerie), puis par un gong et l'allumage du voyant rouge ENGINE correspondant sur le panneau d'alarmes principal (MWS).

L'activation de la poignée coupe-feu entraîne la fermeture :

- de la vanne de prélèvement de conditionnement d'air,
- des robinets coupe-feu hydrauliques,
- des robinets d'alimentation carburant HP et BP,
- du robinet d'alimentation en carburant de la réchauffe,
- des volets d'air secondaire,
- du volet auxiliaire de ventilation nacelle.

Les extincteurs à double tête sont actionnés par l'intermédiaire de deux boutons poussoirs (deux percussions) situés derrière la poignée coupe-feu.

Remarque : l'allumage du voyant rouge au MWS est également associé aux alarmes moteur basse pression d'huile, surchauffe TCA moteur et détection de liquide dans les baies sèches.

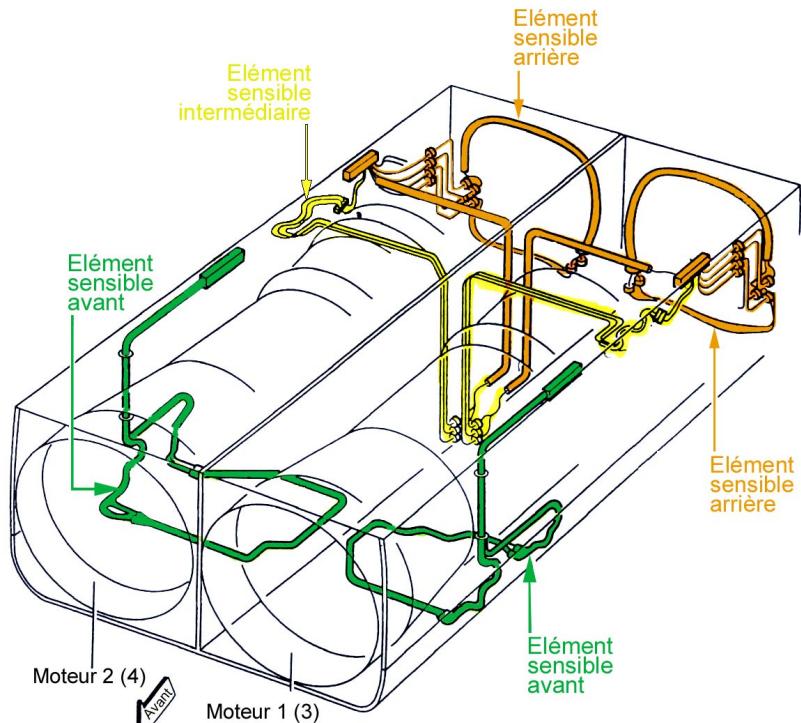


Figure 3 - Schéma du système de détection feu (chaque élément sensible intègre les deux boucles de détection)

6.7 Systèmes avion

6.7.1 Commandes de vol

Il existe trois groupes de commandes de vol, relatifs à la direction⁽⁶⁾ (rudder), aux élévons internes (inner), aux élévons médians et externes (median and outer).

Les gouvernes sont mues hydrauliquement par des servos commandes de puissance (PFCU) double-corps, chacun des corps étant alimentés par les circuits hydrauliques principaux Bleu et Vert, le circuit Jaune pouvant suppléter l'un ou l'autre des deux circuits principaux. Chaque PFCU est commandé par une chaîne électrique (respectivement Bleue ou Verte). La chaîne Bleue est active en fonctionnement normal, la chaîne Verte la remplace en cas de panne. Les PFCU passent ensuite en chaîne mécanique en cas de défaillance de la chaîne Verte. La commutation des chaînes de commande est gérée par des comparateurs, Bleu ou Vert, qui contrôlent l'asservissement des PFCU et par le « static logic monitor » qui génère les commutations.

Les circuits de commande électrique et de retour d'asservissement des différents groupes sont indépendants. Cependant, l'alimentation des synchros de PFCU est commune aux trois groupes de commandes de vol.

6.7.2 Conditionnement d'air

Le système de conditionnement d'air se compose de quatre groupes indépendants qui reçoivent l'air à haute pression prélevé sur les réacteurs et le conditionnent par refroidissement, réchauffage puis dessiccation. Cet air est alors utilisé pour pressuriser l'avion et ventiler certains équipements.

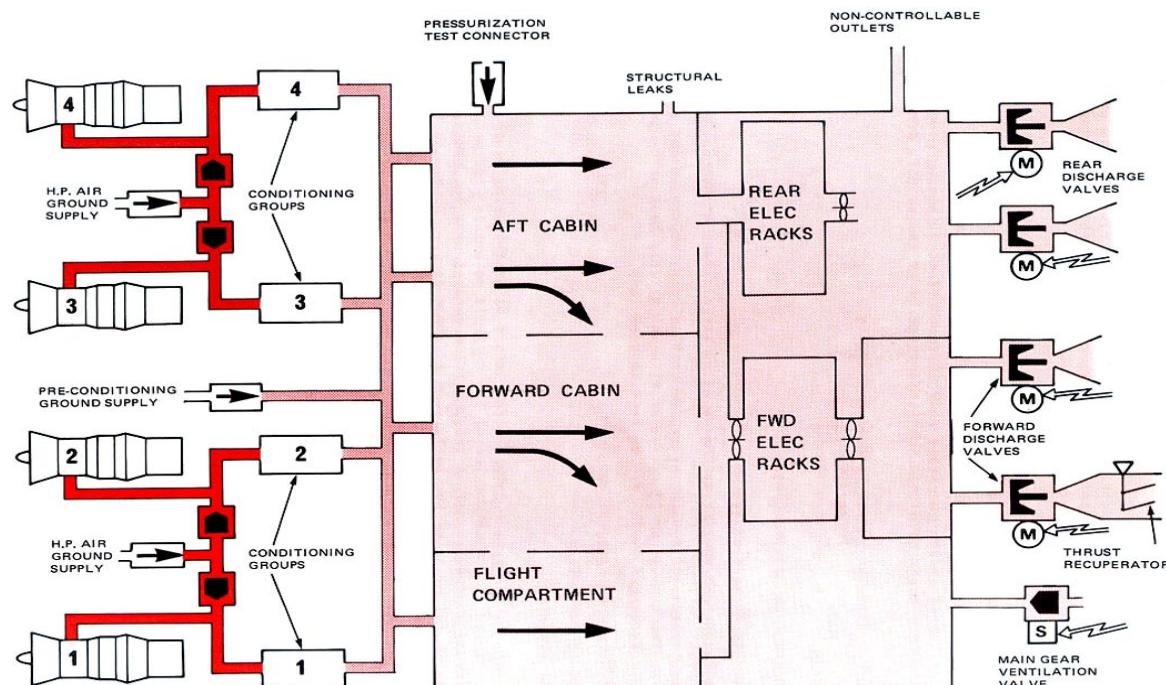


Figure 4 : Schéma du système de conditionnement d'air

⁶ Il existe deux gouvernes de direction solidaires.

Chaque groupe est alimenté à partir du dernier étage du compresseur haute pression d'un réacteur par une vanne double de prélèvement et de limitation de pression. Les numéros des groupes sont les mêmes que ceux des moteurs.

Les quatre prélèvements sont orientés vers un collecteur. Lorsque tous les groupes fonctionnent, le groupe 1 alimente le poste de pilotage, le groupe 2 la cabine avant et les groupes 3 et 4 la cabine arrière. En cas de panne moteur, le collecteur répartit l'air dans les différentes zones.

Chaque groupe est protégé contre la surpression, l'augmentation anormale de température ou la présence de fumée. Lorsque de la fumée est détectée (détecteur situé à l'entrée du collecteur), le voyant « smoke » s'allume sur le panneau de contrôle et la vanne du groupe est automatiquement fermée.

11 - ENREGISTREURS DE BORD

11.2 Enregistreur phonique

11.2.1 Exploitation du CVR

Le CVR de type Fairchild A-100 est un enregistreur quatre pistes à bande magnétique. La bande passante théorique est comprise entre 150 Hz et 5 kHz, il est néanmoins possible d'obtenir des informations jusqu'à 8 kHz si ces dernières ont beaucoup d'énergie.

Les quatre pistes sont composées des enregistrements :

- des radio-communications sur les pistes 1 et 4,
- des communications avec l'équipage de cabine sur la piste 1,
- des communications avec le mécanicien sol sur les pistes 1, 2 et 4,
- du microphone d'ambiance sur la piste 3.

Le microphone d'ambiance est situé au milieu du panneau instrumental supérieur du poste de pilotage. Le boîtier de commande pour les fonctions de test, d'effacement et d'écoute se trouve au pied du poste mécanicien navigant. Ce boîtier comporte un microphone qui n'est pas connecté au CVR.

11.2.1.1 Base de temps

Après ouverture, la bande a été lue sur un lecteur dont la fonction enregistrement est inhibée et qui a été équipé de têtes de CVR afin d'obtenir une qualité optimum.

La vitesse de lecture de la bande a été ajustée à la vitesse d'enregistrement. Pour cela, on utilise l'interférence créée par la fréquence de l'alimentation de bord de l'avion (400 Hz). Sur une représentation spectrale en temps réel du signal, elle correspond à un pic d'énergie à 400 Hz dont la fréquence exacte varie avec la vi-

tesse de lecture. Celle-ci est donc ajustée pour que le pic d'énergie soit précisément à la valeur de 400 Hz.

Cependant, la valeur de la fréquence de l'alimentation de bord peut fluctuer légèrement autour de 400 Hz lors des différentes phases d'un vol. Pour une meilleure précision, l'enregistrement phonique a été synchronisé avec l'enregistrement des paramètres.

Cette synchronisation a été réalisée essentiellement par l'étude des radiocommunications. En effet, un discret enregistré toutes les secondes sur le FDR change d'état (de 0 à 1) durant une communication. Comme la vitesse d'enregistrement du CVR influe sur la durée de la communication, on peut synchroniser précisément les enregistreurs en s'assurant que le début de la communication enregistré sur le CVR correspond à la variation de 0 à 1 du discret sur le FDR et que la fin de la communication correspond à son retour à 0.

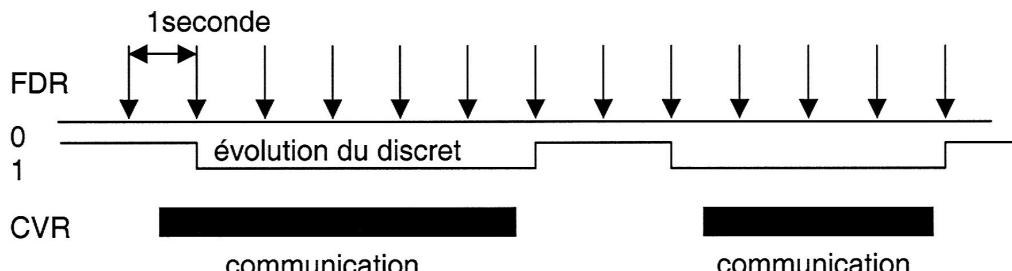


Figure 5 : Synchronisation

Enfin, la base de temps utilisée par la tour de contrôle, une fois validée, a été utilisée pour la transcription du CVR. A cette fin, la transcription des radiocommunications enregistrées par le CVR a été comparée à celle effectuée à partir de l'enregistrement de la tour. Il est à noter que des problèmes ont été rencontrés pour la détermination de ce temps de référence : à cause d'un problème technique, le temps UTC était légèrement différent entre les deux lecteurs de la tour.

11.2.1.2 Logiciels utilisés

a) Dès la première lecture de l'enregistrement, une copie numérique en a été réalisée à l'aide du logiciel Samplitude. Ce logiciel permet de visualiser le signal sur les quatre pistes avec une résolution allant jusqu'à l'échantillon. De plus, il a des capacités de filtrage poussées permettant d'améliorer l'intelligibilité des paroles. Néanmoins, la technique de filtrage pouvant induire des rotations de phase, toutes les analyses spectrales ont été réalisées sur un signal non filtré.

Le travail a été effectué pour les quatre pistes en simultané, ce qui permet la synchronisation d'événements présents sur différentes pistes. Les signaux ont été volontairement sur-échantillonnés à 44,1 kHz pour ne pas perdre d'information lors de la copie.

Une archive correspondant à une copie brute sans aucun filtrage a ensuite été réalisée sur disque compact. Elle comprend quatre fichiers au standard .wav et des fichiers spécifiques au logiciel qui permettent de les relire.

b) Trois représentations différentes du signal ont été étudiées à l'aide du logiciel d'analyse spectrale Xwaves. Cette démarche a été confirmée avec le chef de la division enregistreurs de vol de l'AAIB, présent lors de la dernière série d'essais. D'un commun accord, c'est la représentation temps-fréquence qui est apparue la plus utile. Les trois représentations sont les suivantes :

- La représentation temporelle, couramment utilisée par les linguistes. Le temps est en abscisse et une amplitude sans dimension en ordonnée. Cette représentation est difficilement exploitable en l'occurrence, compte tenu de la présence d'un fort bruit de fond et des signaux à exploiter, complexes et aléatoires.

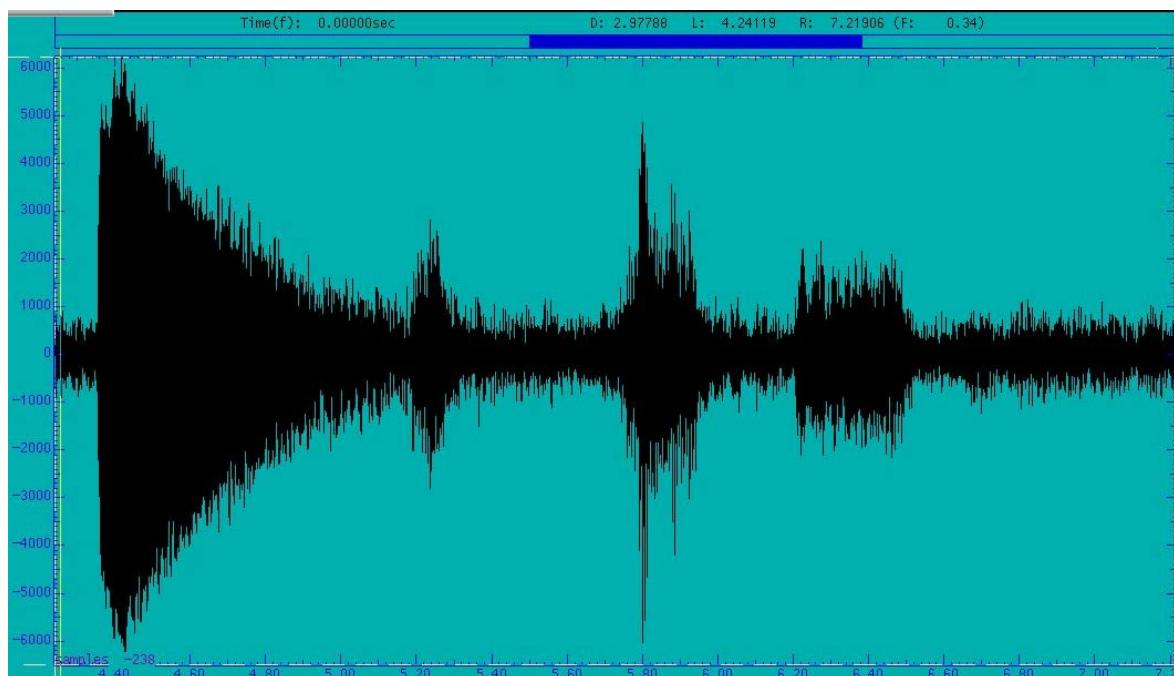


Figure 6 : représentation temporelle

- La représentation temps-fréquence, où le temps est en abscisse, la fréquence en ordonnée et l'énergie en troisième dimension représentée par la couleur. Celle-ci va du bleu foncé au blanc en passant par le rouge et le jaune, le blanc représentant les plus forts niveaux d'énergie.

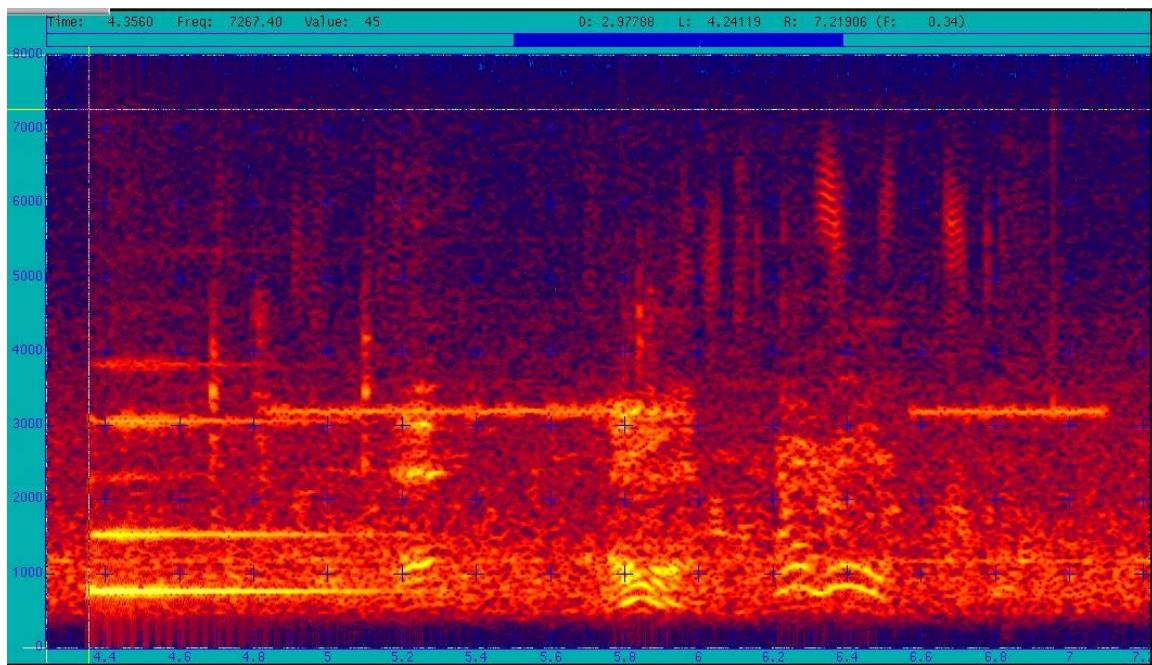


Figure 7 : représentation temps-fréquence

- La représentation fréquentielle où la fréquence est en abscisse et l'énergie en ordonnée. Cette représentation permet de connaître la répartition d'énergie en fonction de la fréquence à un temps donné. C'est une coupe du signal dans le domaine temps-fréquence.

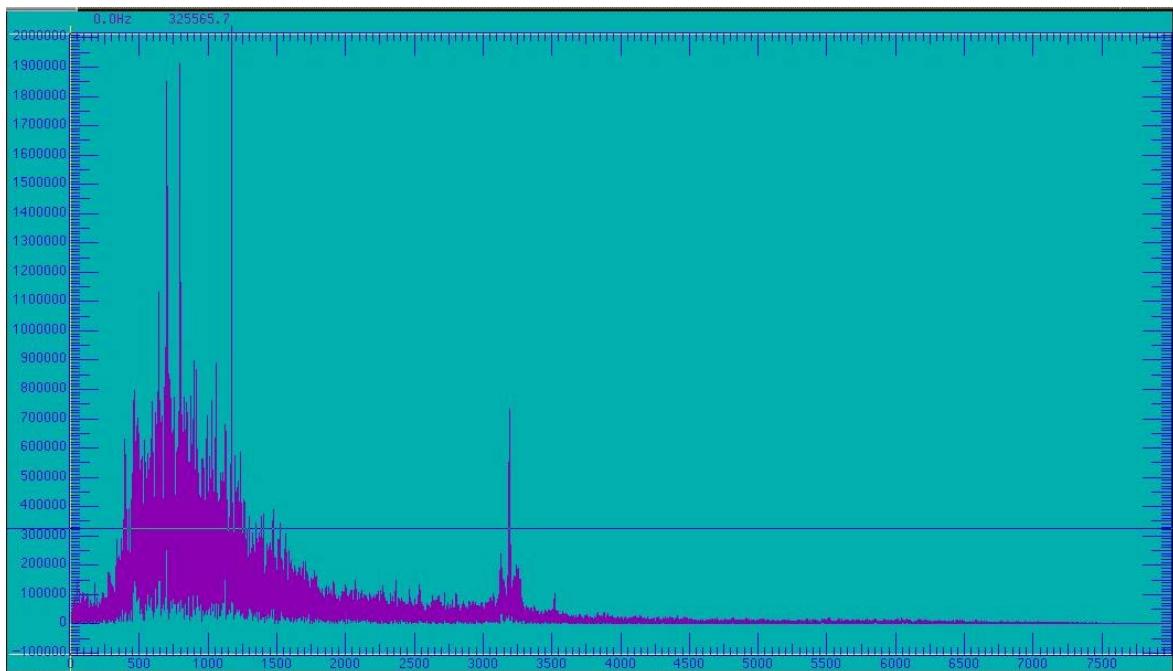


Figure 8 : représentation fréquentielle

11.2.2 Transcription de l'enregistrement

La méthode employée pour transcrire l'enregistrement consiste à reproduire fidèlement, presque phonétiquement, ce que l'on entend, sans interprétation ni extrapolation. Cependant, la connaissance des procédures et des termes techniques

couramment employés est parfois d'une grande aide pour la compréhension de certains mots ou bouts de phrases. C'est pourquoi plusieurs navigants qui connaissaient les voix des membres de l'équipage, le bruit ambiant d'un poste de Concorde et les diverses alarmes ont été associés à ce travail. De plus, un filtrage adapté au bruit de fond de la partie vol et permettant de réduire le bruit de fond parasite a été employé pour améliorer l'intelligibilité de l'enregistrement.

Le début de l'enregistrement se situe à 14 h 12 min 23 s. L'item 17 de la check list « vérification poste équipage » est en cours. Puis se déroulent successivement la check list « avant mise en route », la mise en route des réacteurs, les check lists « après mise en route », « roulage » et « avant décollage ». La transcription définitive des cinq dernières minutes de l'enregistrement, commençant à l'item « briefing décollage » de la check list « roulage », est jointe en annexe 2.

Sur l'ensemble des trente minutes du CVR, on note les éléments suivants⁽⁷⁾ :

14 h 13 min 13 s, OMN « *alors jauge total carburant moi j'ai quatre-vingt-seize quatre avec quatre-vingt-seize trois pour quatre-vingt-quinze à bord* ».

14 h 13 min 46 s, OPL « *protection incendie* », OMN « *essayée* ».

14 h 14 min 04 s, OPL « *ZFWZFCG* », OMN « *alors j'ai quatre-vingt-onze neuf et cinquante-deux deux* ».

14 h 14 min 17 s, commandant de bord « *les index vitesse donc V1 cent cinquante, VR cent quatre-vingt-dix-huit, V2 deux cent vingt deux cent quarante deux cent quatre-vingts c'est affiché à gauche* ».

14 h 14 min 28 s, OPL « *assiette* », commandant de bord « *c'est treize degrés* ».

14 h 14 min 53 s, commandant de bord « *ensuite la manette est à quatorze et tu auras un N2 de quatre-vingt-dix-sept et des poussières* », OMN « *quatre-vingt-dix-sept* ».

14 h 22 min 22 s, commandant de bord « *bon on va faire cent quatre-vingt-cinq cent c'est-à-dire qu'on va être aux limites... structurales* », « *structurales euh cinquante-quatre pour cent de centrage (*) voir* ».

14 h 37 min 51 s, OPL « *ah, t'as les directions qui tombent en Vert tout le temps...* »

14 h 38 min 55 s, OMN « *tu as raison, on reste en Jau... en Vert* »

14 h 38 min 59 s, OPL « *on reste en Vert, hein* »

14 h 39 min 04 s, commandant de bord « *alors c'est un décollage à la masse maxi décollage cent quatre-vingt-cinq tonnes cent ce qui fait quatre réchauffes avec un N2 mini de cent trois et un N2 de panne de quatre-vingt-dix-huit* », « *entre zéro et cent noeuds je stoppe pour toute alarme sonore le flash tyre* », « *le flash tyre et*

⁷ NB : les numéros (1, etc.) renvoient aux trajectoires figurant dans le rapport préliminaire (§ 9.1 et annexe 5).

l'annonce panne de ta part hein », « entre cent nœuds et V1 j'ignore le gong je stoppe pour le feu réacteur le flash tyre et l'annonce panne », « après V1 on continue la trajectoire sortie officielle on vient d'en parler on se repose en vingt-six droite ».

14 h 40 min 19 s, commandant de bord « *on a consommé combien ?* », OMN « *là on a huit cents kilos* ».

14 h 41 min 09 s, OMN « *température des freins vérifiée cent cinquante ...* ». Le commandant de bord demande « *c'est plus chaud à gauche ou à droite là* ». L'OMN répond « *tu sais ça se vaut* ».

14 h 42 min 31 s, commandant de bord « *top* ».

① 14 h 42 min 54,6 s, OPL « *cent nœuds* ».

14 h 42 min 57 s, OMN « *quatre vertes* ».

② 14 h 43 min 03,7 s, OPL « *V1* ».

14 h 43 min 10,1 s, bruit suivi, de 14 h 43 min 11 s à 14 h 43 min 13,8 s, d'un changement de bruit de fond. Dans le même intervalle de temps l'OPL annonce « *'ttention* »

③ 14 h 43 min 13,4 s, message du contrôleur signalant des flammes à l'arrière et collationnement par l'OPL.

14 h 43 min 16,4 s, OMN « *(stop)* ».

14 h 43 min 20,4 s, OMN « *panne mot panne moteur deux* ».

④ 14 h 43 min 22,8 s, alarme feu.

14 h 43 min 24,8 s, OMN « *coupe le moteur deux* ».

14 h 43 min 25,8 s, commandant de bord « *procédure feu réacteur* » et dans la seconde suivante bruit d'interrupteur et arrêt de l'alarme feu.

14 h 43 min 27,2 s, OPL « *attention le badin le badin le badin* ».

14 h 43 min 29,3 s, activation d'une poignée coupe-feu.

⑤ 14 h 43 min 30 s, commandant de bord « *train sur rentré* ». Au cours des huit secondes suivantes l'équipage mentionne plusieurs fois le train.

14 h 43 min 42,3 s, deuxième alarme feu.

14 h 43 min 45,6 s, OPL « *(j'essaye)* », OMN « *je percuté* ».

14 h 43 min 46,3 s, commandant de bord « *(est-ce que) tu coupes le réacteur deux là* ».

14 h 43 min 48,2 s, OMN « *j'ai coupé* ».

14 h 43 min 49,9 s, OPL « *le badin* ».

❶ 14 h 43 min 56,7 s, OPL « *le train ne rentre pas* ».

14 h 43 min 58,6 s, troisième alarme feu.

Entre 14 h 43 min 59 s et 14 h 44 min 03 s, trois alarmes GPWS sont entendues et dans le même temps l'OPL annonce « *le badin* ».

❷ 14 h 44 min 14,6 s, OPL « *Le Bourget Le Bourget* » puis quelques secondes plus tard ❸ « *négatif on essaie Le Bourget* »

14 h 44 min 31,6 s, fin de l'enregistrement.

Remarque : quelques mots de la partie vol de l'enregistrement, « *stop* » par exemple, étaient douieux. Ces portions d'enregistrement ont été soumises au laboratoire de linguistique du CNRS à Aix-en-Provence. Les travaux de filtrage du signal et les analyses de phonèmes auxquels se sont livrés les chercheurs de ce laboratoire n'ont pas permis de lever le doute.

11.2.3 Identification des alarmes et des bruits

Afin de déterminer l'origine des alarmes ou des bruits d'interrupteurs entendus et d'obtenir des informations sur les parties tournantes des moteurs à partir de l'enregistrement, une campagne de mesures a été réalisée au sol sur les Concorde d'Air France.

11.2.3.1 Démarche suivie

a) L'identification d'un bruit d'interrupteur est basée sur la comparaison de sa représentation spectrale avec celle d'un bruit d'interrupteur connu. Les éléments caractéristiques comparés sont la durée du signal, la répartition de l'énergie en fonction de la fréquence et la cadence. Certains mouvements d'interrupteur impliquent la génération de plusieurs pics d'énergie. Ainsi, il faut parfois libérer l'interrupteur de sa position initiale, le manœuvrer puis le relâcher : la cadence est le temps entre ces pics.

Par exemple sur la figure 9 ci-après, la cadence est de 170 ms, la durée du premier bruit est de 30 ms, celle du second de 40 ms. Le spectre situé à gauche montre un pic d'énergie autour de 2 900 Hz qui correspond au relâchement de l'interrupteur.

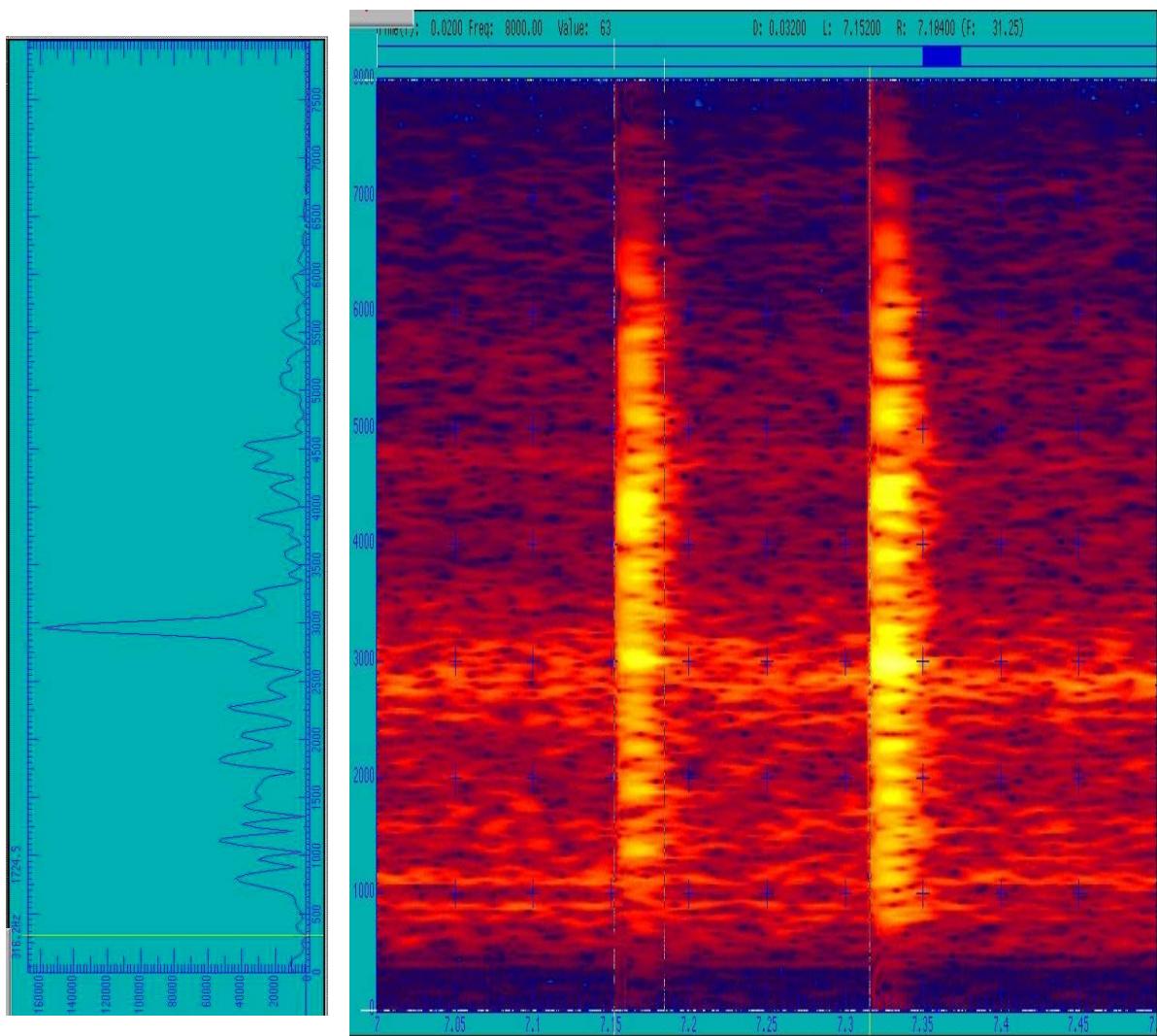


Figure 9

- b) Il est difficile de comparer des bruits d'interrupteur si le bruit de fond n'est pas lui-même comparable. Cette cohérence est d'autant plus nécessaire que la fonction du contrôle automatique de gain atténue les enregistrements de forte amplitude afin d'éviter une saturation du signal. Ainsi, la présence du 400 Hz et de ses harmoniques de forte énergie peut altérer le signal à analyser ou cacher des pics d'énergie à certaines fréquences.

La figure 10 ci-dessous montre la représentation temps-fréquence du bruit produit par le mouvement d'un interrupteur identique, à gauche sur un Concorde présentant un fort niveau de parasites, à droite sur le F-BTSC.

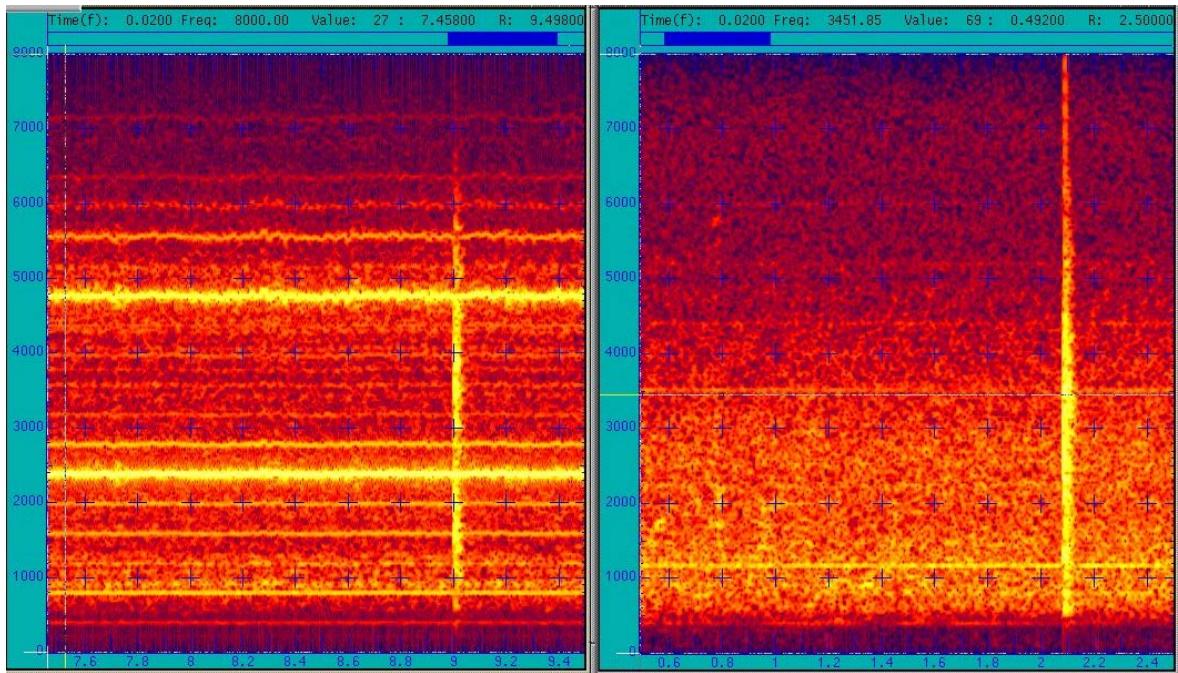


Figure 10

La méthode d'enregistrement ne permet donc pas de raisonner en valeur absolue, exprimée par exemple en dB. On parlera d'amplitude relative ou encore d'énergie sans dimension.

En outre, il a été nécessaire de trouver un avion de test possédant un bruit de fond similaire à celui de l'avion accidenté.

De même, les mouvements d'interrupteurs ont été réalisés avec et sans l'alarme feu activée. La présence de l'alarme feu permettait aussi de « stresser » la personne qui actionnait les interrupteurs.

c) Il peut y avoir d'autres limitations à l'identification des bruits d'interrupteur. On peut citer :

- La façon de manœuvrer l'interrupteur. Une même personne peut actionner un interrupteur de plusieurs façons. Un des buts des essais a donc été de trouver un point commun dans les représentations spectrales de mouvements du même interrupteur activé de différentes manières. Afin de valider ce point commun, les interrupteurs ont également été actionnés par plusieurs personnes.
- Une réponse en fréquence différente pour des interrupteurs normalement identiques, comme cela existe par exemple pour les moteurs. Les représentations spectrales du mouvement de chacun de ces interrupteurs ont été comparées pour évaluer ce paramètre.

En revanche, le fonctionnement des moteurs n'a pas un effet significatif sur le bruit de fond, comme le montrent les enregistrements ci-après (figure 11), le premier, moteurs éteints (à gauche), le second, en vol (à droite).

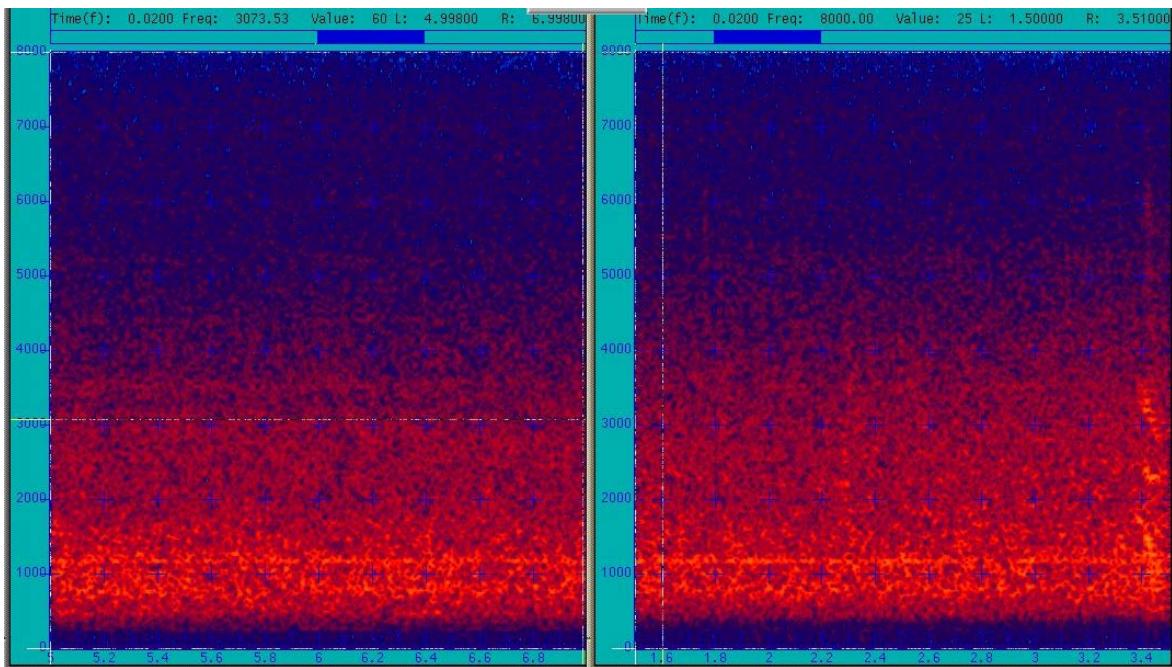


Figure 11

Ceci explique que les analyses n'ont pas permis de mettre en évidence des fréquences relatives au comportement des moteurs lors de la mise en poussée ou en vol. De même, les bruits spécifiques au roulement ne sont pas perceptibles.

- d) Un facteur dont il faut tenir compte mais qui n'est pas quantifiable est la sensation humaine. En effet, les meilleurs récepteurs et filtres restent l'oreille et le cerveau humain. Celui-ci est capable d'intégrer bien des aspects de la représentation spectrale et d'avoir ainsi la sensation de ressemblance même si l'analyse ne permet pas d'avoir une similitude complète.
- e) Enfin, le champ des hypothèses peut être réduit grâce aux échanges entre les membres de l'équipage. On s'attend par exemple à certains bruits d'interrupteur lorsque les pilotes effectuent une procédure spécifique.

11.2.3.2 Travaux complémentaires

11.2.3.2.1 Enregistrements en vol

Pour compléter la campagne de mesure, des enregistrements CVR au décollage ont été exploités, bien que de tels enregistrements soient difficiles à trouver puisqu'ils sont naturellement « écrasés » au bout de trente minutes lors d'un vol normal.

Il s'agit des vols suivants :

- décollage du F-BVFC de New York le 14 juin 1979,
- décollage de New York du F-BVFC, lors du vol de convoyage le 21 septembre 2000. Durant ce vol une copie du CVR a été effectuée en utilisant la

sortie de contrôle d'enregistrement sur la boîte de contrôle. De ce fait, les quatre pistes du CVR sont mixées sur la copie.

Remarque : un enregistrement par microphone à main sur un enregistreur classique ne serait pas utilisable, la chaîne de mesure ne prenant pas en compte les transmissions par la structure.

Ces enregistrements n'ont pas apporté d'éléments supplémentaires compte tenu des différences du bruit de fond et du faible nombre de mouvements d'interrupteurs lors de ces décollages.

11.2.3.2.2 Démodulation du 400 Hz

Certaines vibrations de la structure d'un avion peuvent se propager jusqu'au CVR et y laisser une trace au travers d'une modulation du 400 Hz. L'analyse de cette fréquence permet alors d'identifier un transitoire caractéristique et, par voie de conséquence, de connaître le moment où s'est produit le phénomène à l'origine de la vibration. C'est ainsi que les figures ci-après ont été obtenues dans le cadre d'une campagne d'essais d'explosion sur avion gros porteur au sol. Le temps est en abscisse et une énergie sans dimension en ordonnée.

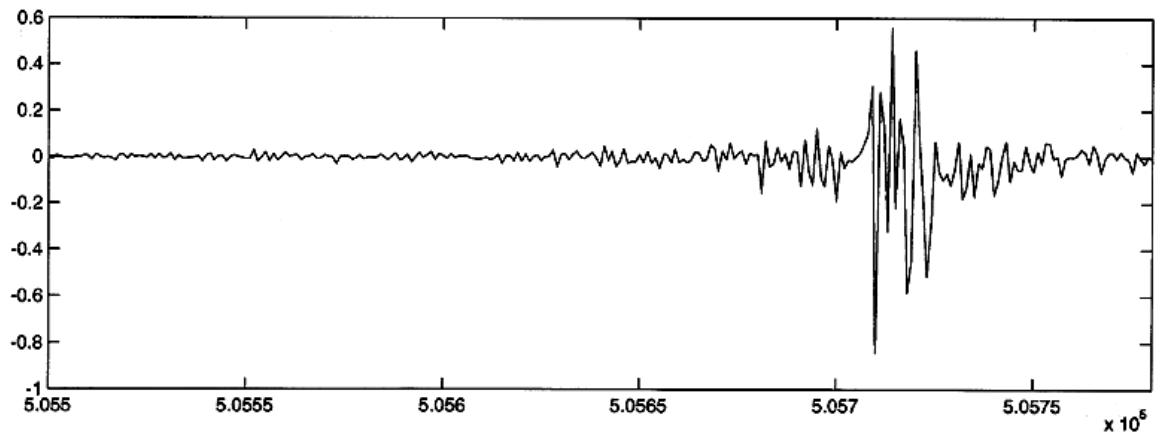
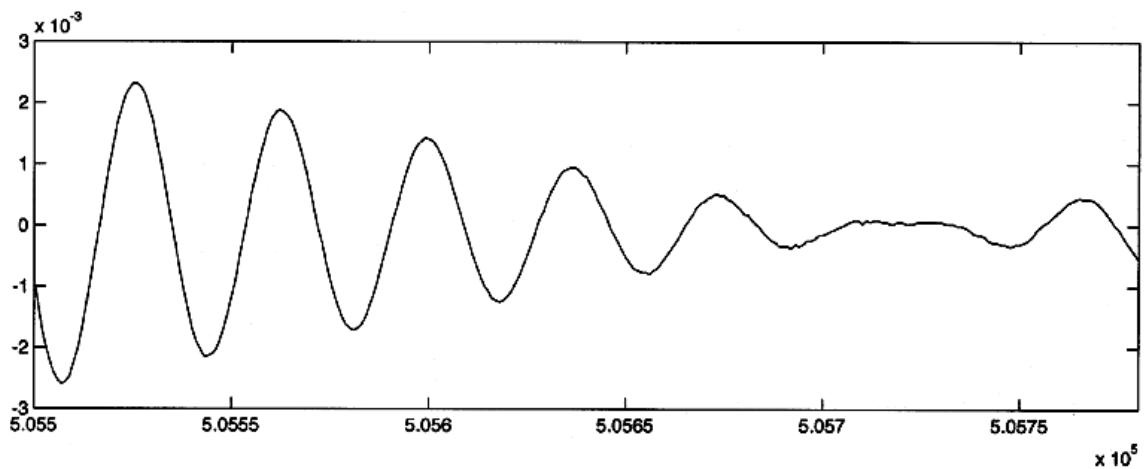


Figure 12

En collaboration avec un spécialiste de l'*Institute of Sound and Vibration Research* de l'université de Southampton, on a recherché dans l'enregistrement phonique du

F-BTSC d'éventuels indices de l'explosion du pneu ou d'impacts de débris sur la structure.

Cette étude menée à l'aide du logiciel Matlab n'a pas donné de résultats utilisables. Il est probable que les éventuelles vibrations n'étaient pas d'amplitude suffisante pour influer sur le signal enregistré.

11.2.3.3 Résultats des recherches

Les résultats détaillés des recherches entreprises figurent en annexe 1. En résumé, les éléments suivants ont été déduits de l'analyse des bruits enregistrés :

- Le bruit d'interrupteur à 14 h 42 min 30,4 s est le claquement des manettes amenées en butée.
- Le bruit d'interrupteur à 14 h 43 min 21,3 s est le mouvement du sélecteur de TCU qui passe de « main » à « alternate ».
- L'alarme qui apparaît et disparaît plusieurs fois à partir de 14 h 43 min 22,8 s est l'alarme feu moteur.
- Le bruit d'interrupteur à 14 h 43 min 26,2 s correspond à une réduction de manette ou à la coupure d'un robinet HP.
- Le bruit d'interrupteur à 14 h 43 min 27,5 s correspond au basculement des palettes des trims électriques de tangage.
- Le bruit d'interrupteur à 14 h 43 min 29,3 s correspond à l'activation d'une poignée coupe-feu.
- L'alarme à 14 h 43 min 32,6 s est l'alarme détection fumée toilette avant ; la porte du poste de pilotage est ouverte.
- Le bruit d'interrupteur à 14 h 43 min 44,7 s est similaire à la percussion de l'extincteur avec le bouton pousoir first shot.
- Deux ou trois bruits entre 14 h 44 min 24 s et 14 h 44 min 27 s paraissent correspondre à une réduction de manettes ou à une coupure de robinet HP.

Remarque : les manœuvres de la manette de commande de train ne sont pas perçues comme le confirment les enregistrements au sol.

12 - RENSEIGNEMENTS SUR L'EPAVE ET L'IMPACT

12.4 Travaux sur l'épave

12.4.1 Reconstruction de l'aile et examen des débris

A l'issue d'une première phase portant sur l'entourage intrados de la baie de train, une deuxième phase de reconstruction portant sur les portions de voilure comprises entre les longerons 46 et 72 et entre les nervures 21 gauche et droite s'est déroulée du 1^{er} octobre 2000 au 31 janvier 2001. Cette opération a été menée avec le concours actif d'experts des constructeurs BAE et EADS, d'Air France et de British Airways.

Les pièces retrouvées sur le site de l'accident ont été triées en fonction de critères géométriques, de façon à constituer des familles de pièces avant de les identifier et de les positionner. Les morceaux de voilure ont été posés à plat sur deux surfaces représentant respectivement l'intrados et l'extrados. L'état de l'épave n'a cependant pas permis d'obtenir beaucoup d'informations utiles à l'enquête.

Remarque : la présence d'amiante libéré lors de l'accident a occasionné quelques difficultés essentiellement liées à la mise en place d'équipements spécifiques.



Figure 13 : Vue de la reconstitution de l'aile dans le hangar

12.4.1.1 Extrados

Il n'a pas été possible de reconstituer les surfaces situées à proximité des baies de train, ni l'essentiel de l'aile droite.

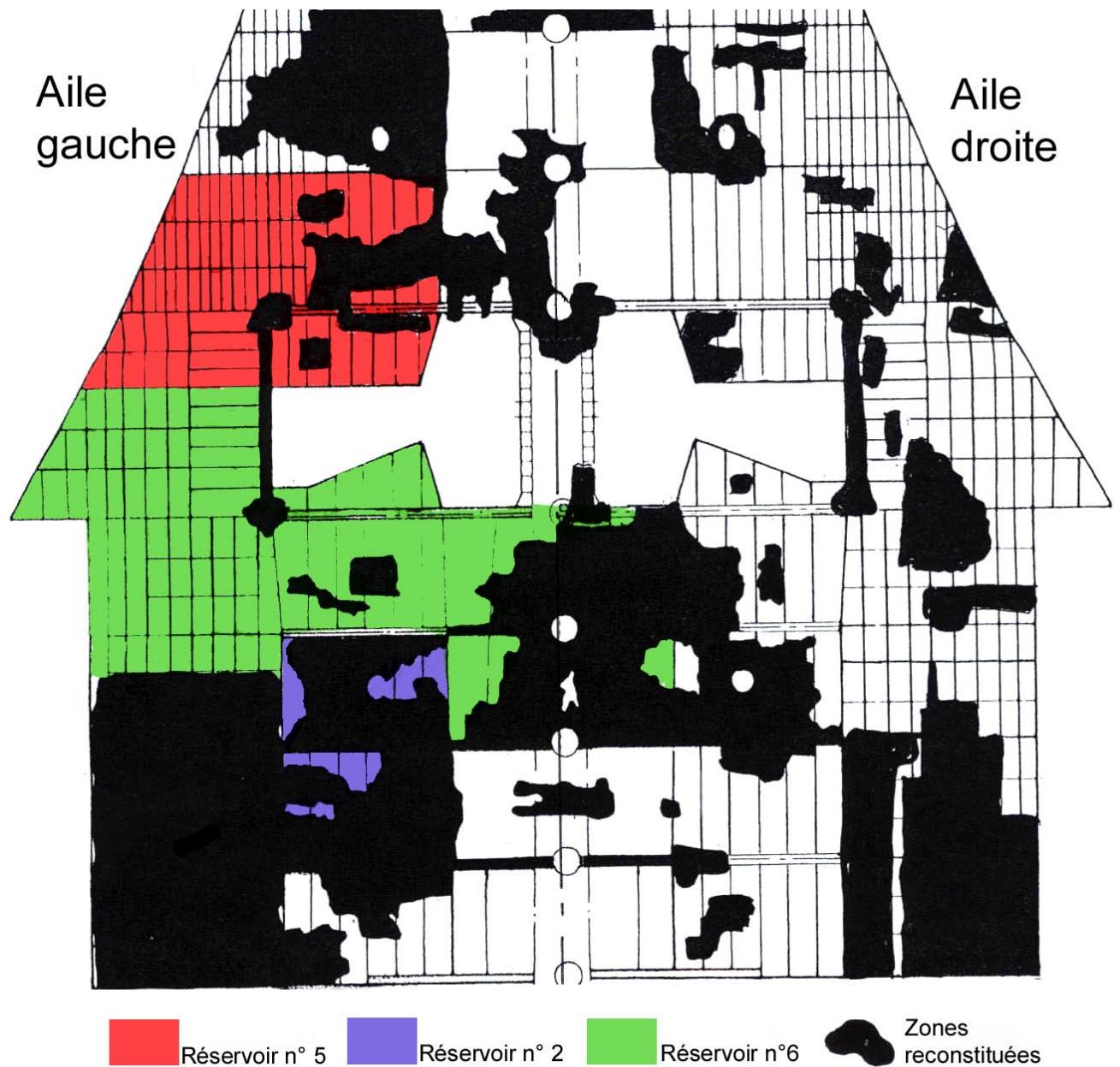


Figure 14 : Reconstitution informatisée de l'extrados

12.4.1.2 Intrados

Presque rien n'a été récupéré du réservoir 5. Seuls une partie du contour de la baie de train et deux emplacements de sonde sont encore visibles à proximité de l'emplacement du morceau retrouvé sur la piste.

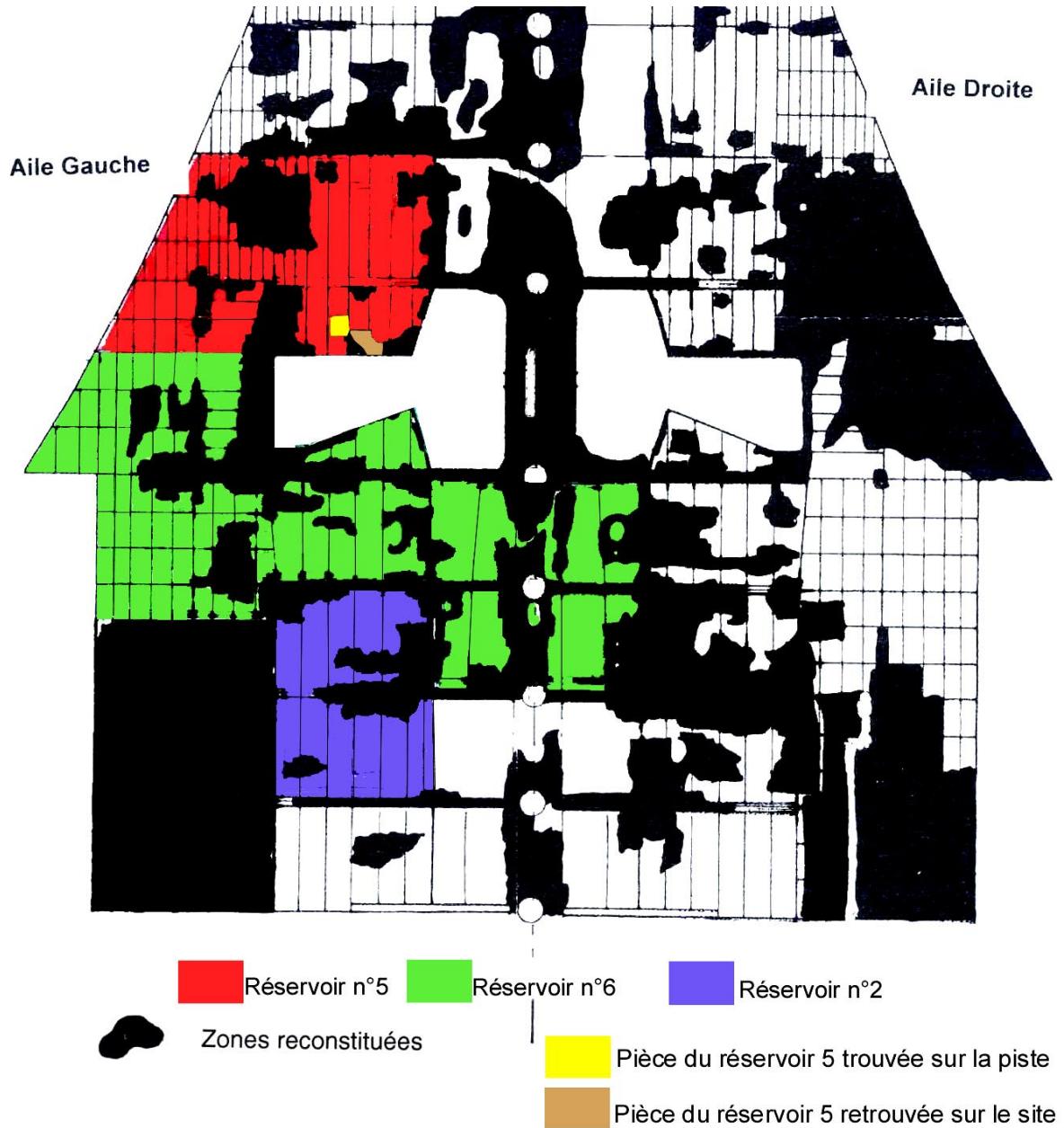


Figure 15 : Reconstitution informatisée de l'intrados

12.4.2 Partie arrière du fuselage

Une partie de la cloison verticale séparant le réservoir 11 du cône de queue a été identifiée. Les tuyauteries du système Jettison traversent cette cloison afin d'accéder au cône de queue où se trouvent les orifices de vidange. La partie de cette cloison située du côté du réservoir 11 ne porte pas de traces de feu ou de fusion. En revanche, la face située du côté du cône de queue porte des traces de

suie et de combustion. Ceci est cohérent avec les éléments du cône retrouvés fondus sous la trajectoire. On en conclut que le feu s'est propagé dans le cône de queue par la porte du train auxiliaire.

12.4.3 Examen des sièges

Les sièges du poste de pilotage ont été examinés. Leur position est cohérente avec la position normale pour le décollage, notamment pour l'OMN qui avait son siège en position avant. En effet, celui-ci se place au décollage (et également à l'atterrissement) entre le commandant de bord et le copilote, face au panneau central. De cette position, il ne peut pas actionner certains interrupteurs du panneau mécanicien situé latéralement à l'arrière du cockpit. En dehors des phases de décollage et d'atterrissement, il se replace face au panneau mécanicien.

Remarque : aucune procédure normale ou d'urgence ne suppose la manipulation au cours du décollage et de l'atterrissement des interrupteurs situés sur le panneau mécanicien.

12.4.4 Examen des baies sèches

12.4.4.1 Description

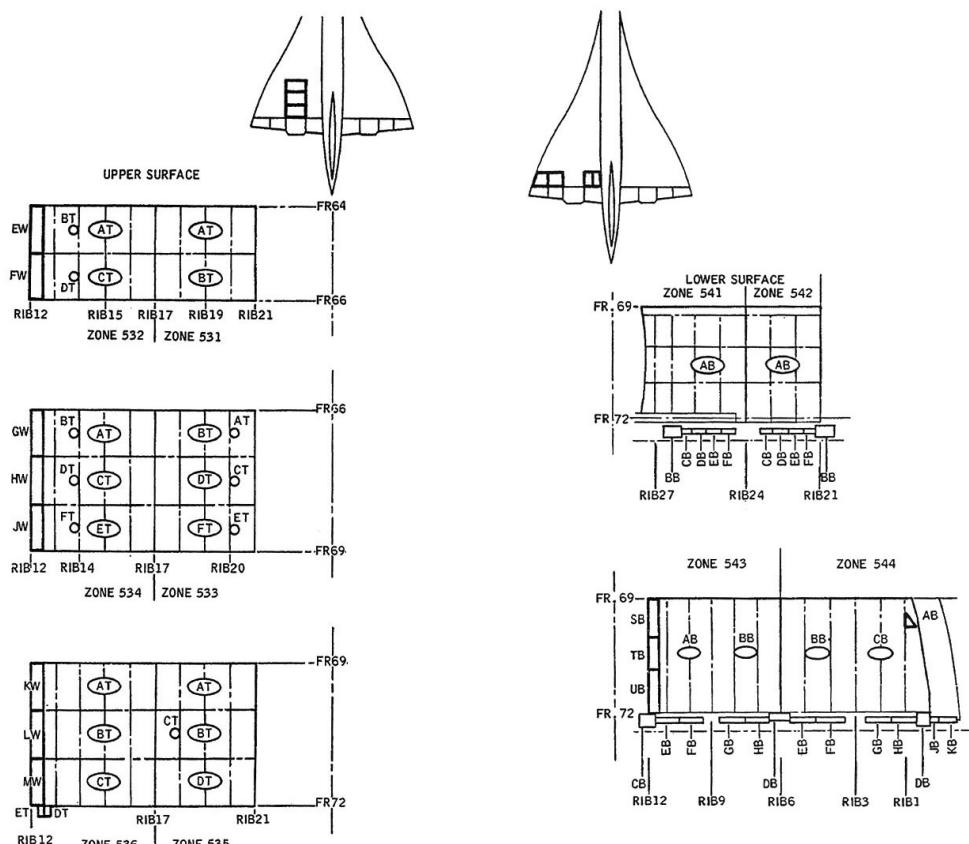


Figure 16 : Baies sèches

Au-dessus de chaque compartiment moteur se trouve un volume fermé appelé baie sèche. Cette zone est scindée en deux parties :

- la partie avant, délimitée par les longerons 64 et 66 et les nervures 12 et 21. On y trouve les arrivées carburant en provenance des nourrices ainsi que, pour chaque moteur, un échangeur hydraulique/carburant,
- la partie arrière, comprise entre les longerons 66 et 72 et les nervures 12 et 21. Cette zone communique entre les longerons 69 et 72 avec le volume s'étendant du plan d'emplanture à l'extrémité de l'aile. Un échangeur air/carburant monté en série avec une turbine CAU (Cold Air Unit) est installé dans cette partie pour chaque moteur.

Chaque baie sèche est séparée des nacelles moteurs par un bouclier thermique. De même, la structure nid d'abeille en acier inoxydable des capotages moteurs permet de préserver la structure de l'aile en cas de feu moteur.

12.4.4.2 Examen

La baie sèche située au-dessus des moteurs 1 et 2 a été examinée par les enquêteurs techniques et leurs conseillers. Lors de l'impact, elle s'est rompue au niveau des nervures 12 et 21. Toutes les cloisons latérales sont détruites. Le bouclier thermique est globalement intact à l'exception d'un enfoncement à l'impact au niveau de la nacelle du moteur 2.

12.4.4.2.1 Partie avant

La trappe 531BT est encore fixée sur l'extrados de la baie. La trappe 532CT est retrouvée fondu au fond de son logement. Ces deux trappes donnent accès à la partie avant de la baie sèche. Celle-ci ne présente aucune trace de surpression, il n'y a pas de trace de flammes à l'intérieur et la cloison la séparant de la partie arrière est globalement intacte. On y retrouve seulement les vannes BP d'alimentation carburant du réservoir 2.

12.4.4.2.2 Partie arrière

Huit trappes situées sur l'extrados et donnant accès à la partie arrière de la baie sèche ont été retrouvées sous la trajectoire de l'avion dans le prolongement de l'axe de piste. Aucune ne porte de trace de feu. Deux de ces trappes sont équipées d'un clapet de surpression dont l'ouverture s'effectue pour une pression estimée de 200 mbar. Les deux clapets sont fermés et la trappe 535AT est bombée à la suite d'une surpression dirigée de l'intérieur vers l'extérieur. Les biellettes de manœuvre des clapets ont subi un flambage sous l'effet de la déformation, ce qui indique que les clapets n'ont pas eu le temps de s'ouvrir. La trappe d'intrados 541AB, communiquant avec la partie arrière de la baie sèche, a également été retrouvée dans le prolongement de piste. La portion d'aile entourant cette trappe a

été retrouvée sur le site. Les deux éléments portent des traces de suie matérialisant clairement l'écoulement de la flamme sur l'intrados de l'aile.

Les canalisations d'air situées entre l'échangeur air/carburant et la CAU du moteur 2 sont intactes à l'exception d'une sonde brisée et d'une veine d'air déchirée très vraisemblablement à l'impact. Au niveau du moteur 1, les canalisations d'air situées entre les échangeurs air/carburant et la CAU sont déboîtées suivant les axes longitudinaux et latéraux. Le reste des conduites ne présente pas d'anomalie.

Il ressort de l'examen que la partie arrière de la baie sèche ainsi que les volumes communicants ont subi après le décollage une très violente surpression qui n'a pas laissé aux clapets de surpression le temps de s'ouvrir. Les fixations des trappe se sont rompues sous l'effet de cette surpression. Le constructeur estime qu'une pression d'environ 450 mbar sur une trappe peut entraîner la rupture de l'axe le plus chargé. La combustion d'un mélange kérósène/air dans le volume clos de la baie sèche peut générer une surpression pouvant atteindre quelques bars en des temps de l'ordre de quelques dixièmes de secondes (mélange stœchiométrique). Une transition de la combustion vers la détonation (propagation d'une onde de combustion à la vitesse supersonique) peut générer une onde de choc correspondant à un saut de pression de plusieurs dizaines de bars.

12.4.5 Résistance structurale à la flamme

Les spécifications du Concorde font apparaître une dégradation rapide avec la température des caractéristiques mécaniques de l'alliage utilisé majoritairement dans sa structure. Vers 300 °C, ces caractéristiques sont déjà six fois moindres qu'à température normale.

Une modélisation numérique a été effectuée par EADS à la demande des enquêteurs pour étudier l'influence de la température sur les éléments de structure exposés à la flamme ainsi que sur la peau intrados des réservoirs 2 et 6.

Le cas étudié est basé sur un feu accroché sur le logement du train principal gauche et une flamme d'une température de 1 100 °C se situant entre le fuselage et la nacelle. Les effets pris en compte sont ceux des échanges convectifs et radiatifs entre la flamme et la structure. Dans ces conditions, en soixante-quinze secondes, temps d'exposition de la structure à la flamme en vol :

- la température moyenne intrados des réservoirs 2 et 6 avoisine les 300 °C,
- la moyenne de température du carburant contenu dans le réservoir 2 approche 25 °C tandis que celle du 6, moins exposé à la flamme, est d'environ 20 °C,

Remarque : le modèle ne permet pas d'appréhender des gradients locaux de température dus à l'exposition partielle du réservoir 6 mais seulement de faire une estimation moyenne sur l'ensemble du réservoir.

- la température moyenne des éléments structuraux autres que les réservoirs, en ne tenant pas compte du rayonnement ni de la convection interne aux éléments ne contenant pas de carburant, atteint environ 650 °C.

Remarque : les résultats de cette étude sont des valeurs moyennes. Les projections d'aluminium fondu constatées sur les pièces retrouvées sous la trajectoire montrent que, localement, des températures supérieures ont été rapidement atteintes (la température de fusion de l'aluminium est de 660 °C). Des composants essentiels tels que les élévons internes directement exposés à la flamme ont subi des dégradations importantes (rappel : un morceau d'élévon a été retrouvé dans le prolongement de la piste).

16 - ESSAIS ET RECHERCHES

16.1 Préparation des vols à Air France

16.1.1 Organisation générale

N.B. : ce chapitre figure dans le rapport préliminaire avec le numéro 16.1.

16.1.2 Préparation du vol AFR 4590

16.1.2.1 L'étude vol

La préparation du vol AFR 4590 a débuté à 9 h 12. L'écran de travail du préparateur indiquait le QFU 27. Par ailleurs, la non disponibilité de l'inverseur 2 entraînait un abattement de 2,5 % sur la masse maximale en opération.

A partir des données de vent (de face et de force moyenne douze kt), de QNH (bas, 1008 hPa), de température (supérieure au standard) et de la longueur de piste utilisable, le préparateur a calculé une masse maximale de 177 930 kg. Or la préparation du vol faisait apparaître une masse au décollage de 184 800 kg avec les cent passagers enregistrés.

Vers 9 h 30, le préparateur a informé le cadre de permanence du problème de masse, sans toutefois préciser le QFU utilisé pour le calcul. Le cadre de permanence a tout d'abord envisagé l'utilisation d'un autre appareil puis a essayé de régler le problème technique sur l'inverseur et a enfin envisagé de charger les bagages sur un autre vol. De son côté, le préparateur a étudié deux hypothèses de route (une directe et une avec escale technique facultative) et de chargement pour que le vol puisse passer en termes de masse.

Peu avant 10 h 00, l'équipage a appelé le préparateur qui l'a informé du problème. L'équipage lui a indiqué qu'il avait demandé le remplacement du moteur pneumatique en panne de l'inverseur 2, lui a demandé de déposer un plan de vol ATC direct et lui a indiqué qu'il allait reprendre lui-même la préparation du vol.

Remarque : la piste 27 était en travaux depuis trois semaines. Les consignes d'aide à la préparation des vols indiquaient qu'elle devait être « préférentielle pour le Concorde, cause nuisances », la

piste 26 droite ne devant être utilisée « qu'exceptionnellement ». Toutefois, les informations concernant les configurations pistes et notamment les longueurs utilisables étaient disponibles.

Les données météorologiques utilisées par le préparateur n'ont pas été archivées. Il n'y a pas de consigne lui demandant de le faire. La préparation effectuée par l'équipage n'a pas non plus été archivée. Les enquêteurs techniques ont donc refait les calculs avec le préparateur du vol en utilisant les données météorologiques du jour de l'accident, la piste 26 droite et sans tolérance technique sur l'inverseur. Dans ces conditions, la masse prévue au décollage vaut 184 802 kg pour une MTOW de 185 070 kg.

16.1.2.2 Le départ vol

Il n'a pas été possible de déterminer si l'équipage a pris possession de son dossier de vol, bien que celui-ci était devenu obsolète. La feuille de charge comprenant le devis carburant et le visa du commandant de bord n'a pas été retrouvée.

16.1.2.3 La piste

Le vol étant retardé, son traitement a commencé à 11 h 00 et s'est terminé à 14 h 45. Toutes les fonctions de la préparation du vol ont été conduites par au moins un agent.

Le plan de chargement des bagages n'a pas été signé par l'agent C2 parce que des bagages signalés rouges par le système SRB de réconciliation des bagages avaient été embarqués (voir § 16.2). L'autorisation de charger a été donnée par le chef avion et c'est le technicien service avion qui a signé le plan de chargement final sans lequel l'état de charge ne pouvait être établi.

16.1.2.4 Le trafic

Remarque : les éléments suivants sont basés sur le journal de chargement, c'est-à-dire le listage des actions effectuées par le chef avion sur son écran, et les copies d'écrans imprimées.

Le chef avion a commencé la préparation du vol (D1) à 11 h 13. A 11 h 34, les cent passagers et soixante-dix-neuf bagages avaient été enregistrés. Ces bagages représentant une masse totale de 1 651 kg et le chargement n'étant pas terminé, il a estimé la masse finale des bagages à 1 700 kg. On note que l'écran donnait alors une masse moyenne de bagages de 20,9 kg.

Le chef avion a rentré successivement des masses de carburant totale et pour le roulage de 95,0 et 1,9 tonnes à 11 h 55, de 95,5 et 2 tonnes à 12 h 14, de 95,4 et 2,1 tonnes à 12 h 15 et enfin de 95,4 et 2 tonnes à 12 h 16.

16.6 Lamelle métallique retrouvée sur la piste

La lamelle métallique retrouvée sur la piste après l'accident paraissait être une pièce de type aviation n'appartenant pas au Concorde. Une recherche a donc été entreprise pour identifier l'avion duquel elle avait pu tomber. Cette recherche a

porté en priorité sur les avions ayant décollé de la même piste après treize heures. De plus, des recherches sur plusieurs types d'avion ont montré que la pièce pouvait être une bande d'usure (wear strip) d'un capot d'inverseur de moteur CF6-50.

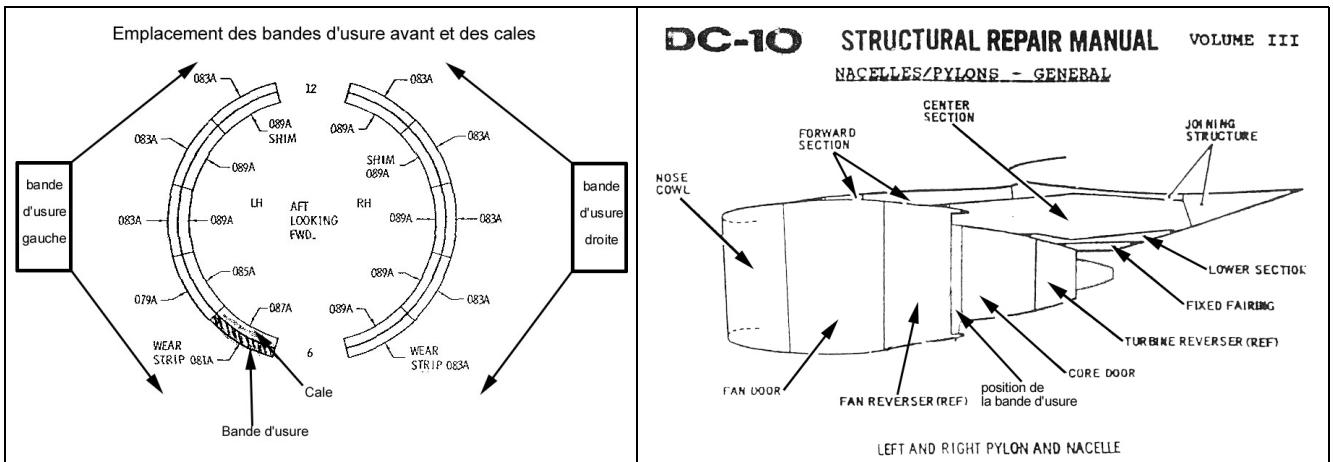


Figure 17 : Schéma montrant la position des bandes d'usure

Le DC 10 immatriculé N 13067, exploité par Continental Airlines, avait décollé cinq minutes avant le Concorde pour effectuer le vol COA 55 Paris-Newark. Cet avion, observé brièvement le 30 août 2000 à Paris Charles de Gaulle, pouvant être l'avion qui avait perdu la pièce, un enquêteur technique, assisté du représentant accrédité du NTSB et de spécialistes de la FAA, s'est rendu à sa base de Houston pour l'examiner en présence de représentants de l'exploitant.

Remarque : un seul avion, un Boeing 747 d'Air France, avait décollé entre le DC 10 et le Concorde.

16.6.1 Constatations sur le N 13067

Les constatations suivantes ont été faites sur le moteur droit (moteur 3) de l'avion :

a) Support arrière du capot de l'inverseur

- il manque la bande d'usure inférieure gauche d'une longueur d'environ quarante-quatre centimètres. Le capot arrière (core cowl door) fermé vient normalement s'appuyer sur sa partie avant sur des bandes d'usure,
- le support a été peint d'un primaire époxy vert,
- à l'emplacement de la pièce manquante, le support est enduit de mastic de type RTV 106 rouge,
- il n'y a aucune trace de RTV 106 sur les autres parties du support,
- il n'y a aucune trace de RTV 106 sur les bandes d'usure présentes,
- il y a de nombreuses coulures de peinture sur le support et sur les bandes d'usure et la peinture dépasse partiellement sur le capot fan de l'inverseur,
- à l'emplacement de la pièce manquante, le support comporte encore plusieurs rivets,
- le support est percé de trente-sept trous dont certains présentent des inter-distances inférieures à deux fois le diamètre des trous.



Figure 18



Figure 19

b) Bandes d'usure

- les bandes d'usure droites paraissent être des pièces d'origine en acier inox (profil cornière à l'extrémité),
- les bandes d'usure gauches ont été remplacées, elles ne semblent pas être des pièces d'origine,
- l'espacement des rivets sur les bandes présentes ainsi que l'alignement sont corrects,
- le niveau d'usure de la bande adjacente à la bande manquante a très largement dépassé les tolérances admises par le constructeur.



Figure 20

c) Bande d'usure inférieure droite

- il manque un rivet sur la bande, qui est déformée et laisse ainsi un jeu de six millimètres par rapport au support,
- le rivet d'extrémité est cassé, la partie restant sur le support empêche la bande de coller à ce support ce qui empêche la fermeture correcte du capot,
- par comparaison avec une pièce d'origine, cette bande est trop longue.

d) Capot fan gauche

- extérieurement, on ne distingue pas d'anomalie apparente,
- intérieurement, on note la présence de profondes marques d'usure, notamment sur la partie venant s'appuyer normalement sur les bandes,
- au droit du point d'appui de la bande adjacente à la bande manquante, on note une usure très profonde du capot, de l'ordre de deux millimètres.

e) Ensemble capot fan et capot inverseur refermé

- une fois refermé, l'ensemble capot fan / capot inverseur ne laisse pratiquement pas apparaître l'absence de la bande inférieure.

Des photographies ont été prises et des prélèvements de matière (mastic et peinture) ont été faits. Un rivet a également été prélevé sur une des bandes présentes. A la demande des enquêteurs, les capots fan et inverseur du moteur ont été démontés et préservés par Continental Airlines.

16.6.2 Documentation du constructeur

16.6.2.1 Démontage et réparation des bandes d'usure

La documentation du constructeur précise les conditions de démontage et de réparation des bandes d'usure. La fiche 78-32-03 (disassembly and repair) de l'Aircraft Maintenance Manual indique pages 901 à 905 le matériel et les matériaux à utiliser et leur mise en œuvre. La fiche précise qu'il n'y a pas besoin d'outillage particulier. Cette opération est classée « réparation mineure » (c'est-à-dire n'impliquant pas le remplacement ou la réparation d'éléments structuraux) et ne nécessite pas de contrôle particulier après exécution.

La bande d'usure est en acier inoxydable de 0,055 pouces (1,40 mm) d'épaisseur par un pouce de large. La fiche précise que cette bande peut être fabriquée en atelier en acier inoxydable, les dimensions étant alors de 0,055 pouces (1,40 mm) d'épaisseur et de 1,395 pouces (35,43 mm) de large sans cornière.

Il est précisé qu'un gabarit doit être réalisé afin d'utiliser les trous existant dans le support et de percer la nouvelle bande d'usure suivant les bonnes cotes. Les trous des rivets ont un diamètre compris entre 3,63 et 3,73 millimètres.

Des cales d'épaisseur ajustables (delaminated shim) sont mises en place entre la bande d'usure et le support afin que le diamètre du support du capot soit de 72,18 pouces $\pm 0,09$ pouces. La tolérance d'usure de la bande est de 0,030 pouces.

Remarque : il semble que le contrôle de ce diamètre soit difficile à réaliser selon la méthode indiquée par le constructeur. En conséquence, soit les réparateurs ne mettent pas de cales, ce qui crée trop de jeu entre les capots avant et arrière, soit les cales sont mises de façon uniforme sous toutes les bandes d'usure, la bande inférieure étant alors démontable rapidement par vis de façon à enlever sa cale s'il n'est pas possible de refermer le capot arrière.

Les procédures d'assemblage des capots d'inverseur ont évolué au cours du temps. Ainsi certaines bandes d'usure usinées avec des trous ne s'ajustaient plus sur les supports existants. Le constructeur a donc publié le 7 juillet 1983 le bulletin service 78-206 qui indique la procédure à suivre pour percer de nouveaux trous sur le support.

Ce bulletin service préconise de remplir les trous existants avec un adhésif époxy EA 934 NA puis de percer de nouveaux trous en utilisant la bande d'usure comme gabarit. Une note précise qu'il n'est pas nécessaire de remplir les anciens trous s'ils n'interfèrent pas avec ceux de la bande d'usure. Pour l'installation de bandes d'usure qui n'ont pas été pré-percées (ce qui est le cas des bandes fabriquées en atelier), le bulletin service renvoie à la procédure, ce qui implique l'emploi d'un gabarit pour le percement des trous.

La procédure de maintenance indique en note que des solutions alternatives peuvent être utilisées pour les outils, équipements et consommables préconisés. Le constructeur a précisé aux enquêteurs que cette note ne s'appliquait pas à la bande d'usure qui, même lorsqu'elle était fabriquée en atelier, devait être en acier inoxydable pour être conforme au manuel de maintenance.

16.6.2.2 Espace entre le capot arrière et le capot de l'inverseur de poussée

Le jeu entre le capot arrière et le capot de l'inverseur de poussée doit être compris entre 0,030 pouces (0,7 mm) et 0,5 pouces (12,7 mm) comme présenté ci-après :

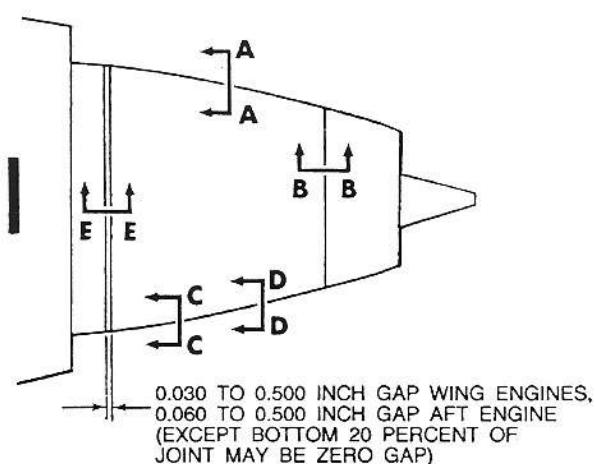


Figure 21 : jeu entre le capot arrière et le capot de l'inverseur de poussée

Lors de l'enquête, il a été constaté sur différents avions que le jeu mesuré à l'arrêt pouvait dépasser ces valeurs sans toutefois atteindre la largeur de la bande d'usure. En revanche, lorsque le moteur fonctionne, et notamment lorsqu'il délivre sa poussée de décollage, la pression à l'intérieur des capots est très importante. Leur déformation peut alors permettre la perte d'une bande d'usure qui ne serait plus fixée sur son support.

16.6.3 Maintenance du N 13067

Les documents de maintenance du N 13067 montrent que les bandes d'usure gauches du moteur 3 ont été remplacées à Tel-Aviv, par Israel Aircraft Industries, lors de la check C achevée le 11 juin 2000.

Une nouvelle intervention a eu lieu le 9 juillet à Houston sur le capot de l'inverseur de ce moteur. Le compte-rendu mécanique indique que la bande d'usure inférieure gauche a été changée lors de cette intervention. Le technicien qui a rempli ce compte-rendu a indiqué qu'il avait remarqué une bande d'usure tordue qui dépassait du capot. L'intervention a eu lieu spécifiquement pour la remplacer.

L'absence d'une bande d'usure ne se remarque pas facilement lorsque les capots sont fermés. Entre le 9 juillet et le 3 septembre 2000, les capots du moteur 3 ont été ouverts au moins une fois (le 25 août). Aucun document de maintenance ne fait référence aux bandes d'usure sur cette période.

16.6.4 Examen de la lamelle métallique

La lamelle retrouvée sur la piste a fait l'objet d'un examen en laboratoire :

- la lamelle mesure 435 mm de long, 29 à 34 mm de large et environ 1,4 mm d'épaisseur. Elle est constituée d'un alliage de type TA6V composé de titane (89,67 %), d'aluminium (7,03 %), de vanadium (2,28 %) et de fer (1,02 %). Elle est recouverte sur une face d'une peinture primaire verte constituée d'une résine époxy bisphénol A contenant des charges de silicate et des pigments de chromate de strontium. L'autre face est recouverte d'un mastic silicone rouge pour haute température. Les rivets, de type Cherry Max, sont constitués d'une douille en alliage d'aluminium - magnésium A-G5 ou 5056 et d'une tige en acier fortement allié au chrome – nickel – molybdène recouverte d'une couche de cadmium,
- la lamelle présente douze perçages dont l'entraxe est aléatoire, certains sont excentrés de l'axe longitudinal,
- la présence d'amas circulaires sur la face côté mastic atteste que la pièce en vis-à-vis présente des perçages supplémentaires. Dix-sept empreintes de trou ont pu être comptées en plus des douze trous percés dans la lamelle,

- des taches noires ont été observées sur la face externe de la lamelle et un débris d'élastomère noir a été retrouvé coincé dans l'un des rivets. Les spectres de ces traces et dépôts s'apparentent au pneu du Concorde.

16.6.5 Examen des prélèvements effectués sur le N 13067

Les prélèvements effectués lors de l'examen du N 13067 à Houston ont été examinés en laboratoire :

- la peinture primaire provenant du capot est similaire aux résidus de peinture prélevés sur le mastic de la lamelle,
- le mastic rouge prélevé sur le capot à l'emplacement de la pièce qui manque est un mastic silicone de même nature que celui présent sur la lamelle,
- le rivet prélevé sur une autre lamelle, de type Cherry Max, est constitué d'une douille en alliage d'aluminium – magnésium A-G5 et d'une tige en acier faiblement allié de type 40NVD 2 (acier AISI 8740). Le matériau constituant la tige est légèrement différent de celui des rivets de la lamelle.

16.6.6 Analyse des photos du capot du N 13067

Les photographies du capot du moteur droit prises lors de l'examen du N 13067 ont été comparées à la lamelle métallique :

- l'espace libre sur la bande de jointure de fermeture du capot a des dimensions comparables à celles de la lamelle,
- le capot présente trente-sept perçages de même diamètre que ceux de la lamelle ; ils correspondent aux perçages et aux empreintes circulaires visibles sur la face côté mastic de celle-ci,
- huit rivets sont en place, dans des trous ne correspondant pas à ceux de la lamelle et qui paraissent résulter d'un ancien montage,
- il y a correspondance entre les zones d'arrachement et de décollement du mastic présent sur la lamelle et sur le capot moteur.

En conclusion, les investigations et examens effectués font apparaître une bonne correspondance entre la lamelle métallique et la bande de jointure du capot du moteur 3 du N 13067.

Remarque : les constatations figurant dans les paragraphes 16.6.4, 16.6.5 et 16.6.6 ont été faites au centre d'essais des propulseurs de Saclay.

16.6.7 Mécanisme de destruction du pneumatique

Des essais ont été conduits aux États-Unis dans un centre technique de Goodyear pour reproduire les conditions d'interférence d'une lamelle métallique courbée de dimensions comparables à celle retrouvée sur la piste et d'un pneumatique.

Deux pneumatiques de Concorde ont été utilisés pour ces essais. Une des lamelles utilisées était en titane, les autres étaient réalisées en acier inoxydable dont les caractéristiques de résistance mécanique sont similaires au titane.

Les pneumatiques étaient montés sur le côté d'un chariot remorqué par un camion. La charge répartie sur le chariot permettait à chaque pneumatique de reprendre une charge d'environ vingt-cinq tonnes, équivalente à celle d'un pneumatique du train principal de Concorde. Compte tenu des moyens d'essais et de la charge, la vitesse du camion était d'environ 10 km/h.



Figure 22 : installation d'essai des pneus

Au cours des essais :

- un premier positionnement de la lamelle, effectué avec la lamelle en titane, s'est traduit par son écrasement par le pneumatique,
- pour un second positionnement, la lamelle est restée stable sur la tranche et le pneumatique a été entaillé,
- la coupure du pneumatique s'est faite sur toute son épaisseur, pratiquement sur toute la largeur de la surface de contact au sol et selon la forme de la lamelle,



Figure 23

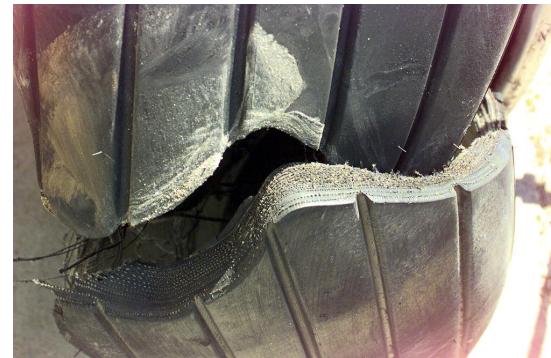


Figure 24

- cette coupure s'est poursuivie sur les épaules et les flancs du pneumatique par une rupture statique selon la direction des fibres des tissus faisant office de renfort de la carcasse,
- des déchirements statiques se sont propagés jusqu'au niveau des talons, soit un peu plus profondément que les déchirements constatés sur les restes du pneumatique de la roue n° 2 du Concorde.

La prolongation des lignes de déchirure permet de constater que le morceau qui pouvait être libéré était comparable au morceau de pneumatique retrouvé après l'accident près de la lamelle.

16.9 Les moteurs

16.9.1 Observations sur les moteurs

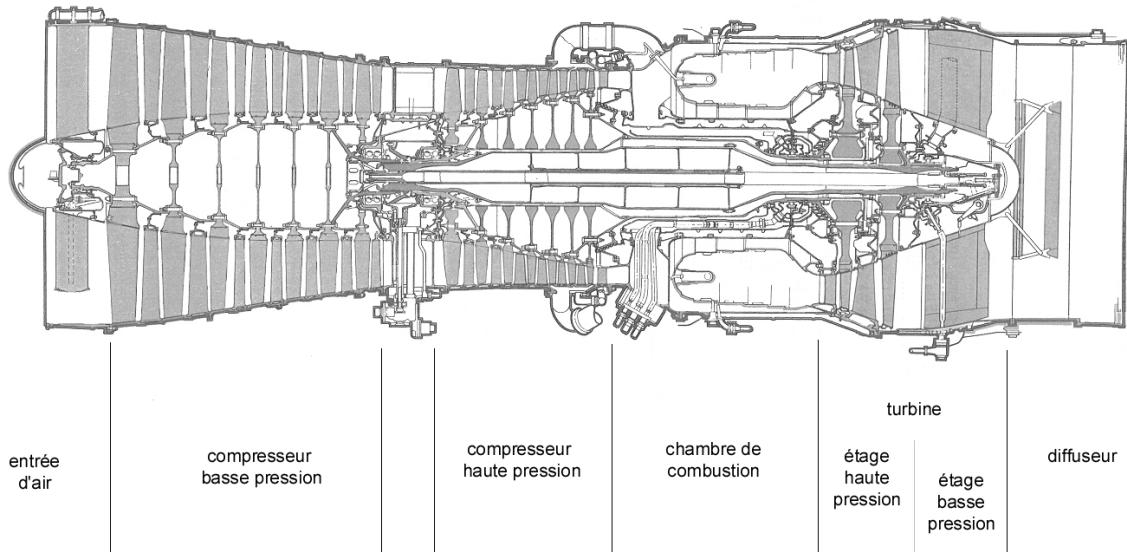


Figure 25 : Olympus 593 - Schéma représentatif de la veine d'air

16.9.1.1 Démontage des moteurs 1 et 2

Des observations ont été effectuées par les enquêteurs techniques sur les moteurs 1 et 2 au cours de leur démontage.

Remarque : les moteurs ainsi que leurs parties internes démontées ont été lavés afin d'éliminer toute présence éventuelle d'amiante.

16.9.1.1.1 Moteur 1

- Module compresseur BP

Dix aubes de l'étage n° 1 du compresseur BP présentent des impacts durs avec arrachement de matière. En particulier, l'aube n° 6 présente un arrachement de métal paraissant provenir de l'impact d'une petite pièce métallique. Des impacts avec perte de matière ont été constatés sur les sommets des bords d'attaque et de fuite des étages rotor n° 1 et 2. Ils résultent d'une déformation élasto-plastique des aubes et d'un dévrillage vers les sommets d'aube, avec clashing⁽⁸⁾ sur les stators des étages 1 et 2.

L'étage n° 4 du compresseur présente une flexion des aubes en sens inverse de la rotation dans le secteur inférieur et dans une moindre mesure dans le secteur supérieur. Cette déformation correspond à l'écrasement du carter au moment de l'impact au sol.

On observe sur la moitié supérieure des disques compresseurs des traces de surchauffe après impact, liées à une exposition prolongée en température. La partie inférieure de ces disques est noircie par un dépôt de suie.

Compte tenu du faible fléchissement de ses aubes, il apparaît que le compresseur BP tournait faiblement à l'impact au sol.

- Module compresseur HP

Le module compresseur HP présente des traces d'ingestion de corps durs. Les aubes des étages n° 1 à 7 présentent d'importantes traces d'impact.

- Chambre de combustion

La chambre de combustion ne présente pas d'endommagement ni d'oxydation relatifs à une contrainte thermique particulière. Des dépôts de matières magnétiques et non magnétiques y ont été trouvés.

- Turbine

Des petits débris, des traces de métallisation et d'impact sont visibles sur les aubes des disques HP et BP de la turbine.

⁸ Interaction des aubes du rotor et du stator.

16.9.1.1.2 Moteur 2

- Module compresseur BP

Trois aubes de l'étage n° 1 du compresseur BP présentent des impacts mous. Aucune trace de métallisation, d'ingestion ou de dommage relatif à des impacts durs n'a été constatée. Des déformations en partie basse correspondent à l'écrasement du carter à l'impact au sol.

- Module compresseur HP

Les rotors des étages n° 1, 2, et 3 du compresseur HP présentent en partie basse des déformations dues à l'impact. L'étage stator n° 1 ne montre pas de trace d'impact. Quelques aubes de l'étage stator n° 2 sont fléchies. A partir de l'étage n° 3, on relève sur les rotors et les statots des dommages relatifs à un phénomène de clashing. Le module ne présente aucune trace d'impact secondaire.

- Chambre de combustion

La chambre de combustion ne présente pas d'indice d'une contrainte thermique particulière. Des petits débris y ont été observés lors du démontage.

- Turbine

Les étages BP et HP de la turbine ne portent aucune trace de dommage dû à un corps étranger. La turbine dans son ensemble n'a subi aucune déformation, à l'exception de la partie ayant heurté le sol. La turbine ne présente aucune trace visible de rotation à l'impact au sol.

16.9.1.2 Examen des moteurs 3 et 4

Des examens visuels ont été effectués sur les moteurs 3 et 4 afin d'établir leur niveau d'endommagement externe. Un examen endoscopique de la veine d'air a également été réalisé sur ces deux moteurs afin de déterminer leur état interne.

16.9.1.2.1 Moteur 3

- Examen externe du moteur

Le moteur 3 présente sur son secteur inférieur des traces de surchauffe due à l'incendie au sol. Son aspect général est comparable à celui des moteurs 1 et 2.

L'impact avec le sol a provoqué des déformations généralisées des carters, plus importantes que celles observées sur les moteurs 1 et 2. Le carter du compresseur BP est nettement aplati. Les déformations en flexion des aubes des premiers étages de ce module indiquent que sa rotation s'est bloquée en moins d'un tour.

Les extrémités de la bride de la partie arrière du carter du compresseur BP se sont écartées de plusieurs centimètres. Les turbines HP et BP et leurs distributeurs ont été fortement endommagés à l'impact sous un facteur de charge vertical important. La violence du choc a contribué à l'arrêt rapide en rotation du corps BP.

La boîte relais accessoires gauche est restée en place avec l'ensemble des éléments du circuit carburant, fortement endommagés par l'impact. L'observation du FCU montre que la throttle valve était positionnée à seize degrés, position proche du ralenti.

- Examen endoscopique

L'examen endoscopique du compresseur BP a montré un endommagement plus conséquent sur ce moteur que sur le moteur 1. Les stators des quatre premiers étages pouvant être inspectés sont très endommagés et pour la plupart arrachés de leur fixation intérieure. Dans les secteurs les plus déformés, quelques aubes des rotors présentent des arrachements sur leur bord d'attaque, similaires au clashing observé sur le compresseur BP du moteur 1.

L'examen du compresseur HP dans le seul secteur visible à travers les opercules de visite des stators, situé sur une génératrice à 11 h, a montré que les aubes de tous les étages sont fléchies et plus ou moins enchevêtrées avec les stators. Ces endommagements paraissent plus conséquents que ceux observés dans cette zone sur les mêmes éléments du moteur 1. Les profils des aubes ne présentent pas d'impacts tels que ceux affectant le compresseur HP du moteur 1.

16.9.1.2.2 Moteur 4

- Examen externe du moteur

L'aspect extérieur du moteur 4 est similaire à celui du moteur 3.

Sur l'avant, le carter du compresseur BP est aplati et les aubes d'entrée d'air ont été arrachées. Les déformations en flexion des aubes des premiers étages du compresseur sont consécutives à une rotation à l'impact a priori plus importante que celle du moteur 3. Les extrémités de la bride de la partie arrière du carter du compresseur BP se sont écartées de plusieurs centimètres. Les turbines HP et BP et leurs distributeurs ont été détruits à l'impact sous un facteur de charge vertical important.

La boîte relais accessoires gauche est restée en place avec l'ensemble des éléments du circuit carburant. L'observation du FCU montre que la throttle valve était positionnée à quatorze degrés, position proche du ralenti.

- Examen endoscopique

L'examen endoscopique du compresseur BP a montré un endommagement plus conséquent sur ce moteur que sur le moteur 1. Les aubes des quatre étages du compresseur présentent des arrachements ou du clashing sur le bord d'attaque,

ainsi qu'un début de cisaillement sur le bord de fuite. Il n'a pas été observé d'impact dur sur les profils examinés.

Les aubes de tous les étages du compresseur HP sont fléchies et enchevêtrées avec les stators. Les arrachements et les déchirures des profils examinés sur un secteur angulaire très limité sont plus conséquents que ceux observés sur les mêmes éléments du moteur 3. En revanche, ils ne présentent pas d'impacts tels que ceux affectant le compresseur HP du moteur 1.

16.9.1.3 Recherches effectuées en laboratoire

Des recherches ont été effectuées en laboratoire sur les éléments des moteurs 1 et 2 qui paraissaient présenter des marques d'ingestion de corps étrangers (FOD). Des analyses ont été faites sur des dépôts prélevés dans ces propulseurs afin d'en déterminer la nature et éventuellement l'origine.

Remarque : les traces et dépôts liés au fonctionnement des moteurs ont pu être altérés par les débris et divers éléments provenant de l'environnement du site de l'accident.

16.9.1.3.1 Moteur 1

Les traces trouvées sur l'aube n° 6 du premier étage du compresseur BP, ainsi que sur les aubes n° 13 et 14, sont dues à une pièce en acier inoxydable.

Les dépôts de suie et les colorations des disques du compresseur indiquent qu'ils ont subi des contraintes thermiques dont la répartition ne s'est pas faite uniformément. Au regard de ces colorations, la température évaluée est de l'ordre de 550 à 600 °C.

Les températures les plus élevées ont affecté les parties internes supérieures de la veine d'air. Ceci tend à démontrer qu'il s'agit de conséquences de l'incendie au sol et de l'effet de cheminée produit dans cette veine.

Des traces d'alliage d'aluminium provenant de la cellule ont été identifiées dans les échantillons analysés. L'origine d'autres éléments identifiés, tels que le cadmium, le tungstène ou le cobalt, n'a pas pu être déterminée.

De l'antimoine a été trouvé sur de nombreuses traces d'impact. L'antimoine est employé dans certaines peintures prévues pour subir des contraintes thermiques mais également dans la plupart des produits extincteurs d'incendie. Ce corps est également utilisé dans la vulcanisation du caoutchouc, mais pas dans la fabrication des pneumatiques de Concorde, comme le confirment les analyses faites.

D'autres éléments comme le soufre, le zinc et quelques traces de fer ont été identifiés. Ces éléments, utilisés dans la fabrication des pneumatiques, n'apparaissent toutefois pas en quantité suffisante pour permettre d'affirmer qu'il y a eu ingestion de débris de pneumatique. Par ailleurs, dans l'hypothèse d'ingestion de morceaux

de pneumatique, il est normal de ne pas trouver de résidus carbonés, le carbone ne laissant pas de résidus pour des températures supérieures à 500 °C.

Enfin plusieurs fragments de tissu de fibre de verre ont été identifiés parmi les débris trouvés dans la chambre de combustion.

D'après les essais menés au Royaume-Uni, les marques de clashing observées sur les aubes des étages du compresseur BP peuvent résulter d'une ingestion de corps mous tels des débris de pneumatique (comme lors de l'accident de Washington), d'une ingestion massive de carburant, voire de débris du déflecteur d'eau.

16.9.1.3.2 Moteur 2

Bien que l'on trouve de nombreuses particules de plomb entourant les impacts, les analyses n'ont pas permis de déterminer la nature des corps impliqués dans les impacts de corps mous trouvés sur trois aubes du premier étage rotor du compresseur BP.

Seules deux aubes attenantes (aubes n° 6 et 7) du troisième étage du compresseur BP ont subi sur leur bord d'attaque des chocs de corps durs. L'analyse montre qu'un corps à base de fer est à l'origine de l'un d'eux. On trouve également des traces d'antimoine et de zinc, sans qu'il soit possible de les associer pour autant avec le corps à base de fer.

Un fragment de fibre de verre a été trouvé, sa structure est identique à celle des fragments trouvés dans le moteur 1.

Deux aubes adjacentes du premier étage du compresseur BP et quinze aubes du troisième étage du compresseur HP présentent une perte de matière sur leur profil, juste au-dessous de leur sommet. C'est la résultante d'une surcharge subie à l'impact au sol. Cette observation est confirmée, d'une part par l'examen des faciès de rupture (aube n° 9 en particulier) qui présentent la même coloration (bleue) que le bord d'attaque des aubes, d'autre part par les fragments résultant de ces ruptures, restés dans le voisinage du compresseur HP. Ceci tend à démontrer que c'est l'incendie au sol et non l'ingestion de gaz chauds qui est à l'origine de cette coloration.

Les dépôts de suie et la coloration des disques des différents étages du compresseur BP indiquent qu'ils ont subi des contraintes thermiques. Ces traces de surchauffe paraissent plus uniformément réparties que sur le moteur 1. Leur examen montre que ces contraintes thermiques ont été inférieures à celles supportées par le moteur 1 et qu'elles se sont produites à l'occasion d'une exposition prolongée en température, moteur arrêté.

Tout comme pour le moteur 1, il est probable qu'après l'impact au sol, l'incendie a neutralisé certains indices. Dans le cas présent il n'a pas été décelé de trace d'ingestion de gaz chauds.

16.9.1.3.3 Examen des sélecteurs des robinets HP

Il existe quatre sélecteurs (un par moteur) situés sur le panneau supérieur central. Ils sont utilisés dans la procédure normale d'arrêt des moteurs par coupure de l'arrivée carburant.

Les quatre sélecteurs des robinets HP retrouvés sur l'épave ont été examinés en atelier. Les positions mécaniques des sélecteurs ainsi que les tests électriques des contacteurs indiquent que les quatre sélecteurs étaient en position OPEN.

Remarque : cette constatation permet de déterminer que le bruit enregistré à 14 h 43 min 26,2 s ne peut résulter d'une coupure du robinet HP et qu'il s'agit donc d'un déplacement de manette de puissance.

16.9.2 Ingestions de débris de pneumatique survenues en exploitation

Six cas d'éclatement de pneumatique conduisant à une perte de poussée au cours du décollage ont été répertoriés. Des débris de pneumatiques étaient passés dans les moteurs, affectant au total le fonctionnement de neuf d'entre eux.

Date	Immatriculation	Moteur affecté	Baisse N2	Perte de poussée
14 juin 1979	F-BVFC	2	1 %	9 %
21 juillet 1979	F-BVFD	2	*	14 %
23 septembre 1979	F-BVFB	3	3 %	12 %
6 octobre 1979	G-BOAA	3 4	0,3 % 0 %	1 % 0 %
19 février 1981	F-BTSD	1 2	2 % 0 %	9,5 % 0 %
14 décembre 1981	G-BOAC	1 2	3 % 18 %	0 % 5 %

* Du fait de l'échantillonnage des paramètres toutes les quatre secondes la baisse très brève du N2 n'a pas été quantifiée.

16.9.3 Exploitation des données

Ce paragraphe présente une synthèse des paramètres moteurs et de l'enregistrement CVR, cohérente avec les observations faites lors du démontage des moteurs. Il est rappelé que ces paramètres sont enregistrés toutes les quatre secondes. Les éléments qui suivent résultent d'une analyse approfondie des données disponibles ; les temps ont pu être calculés avec une précision du dixième de seconde.

Parmi les paramètres enregistrés, on note une erreur de calibration d'environ 2,3 % sur les N1 pour les moteurs 1, 2 et 4 (par exemple pour une valeur réelle de 100 %, la valeur enregistrée est de 97,7 %) et de 7 % pour le moteur 3, de l'ordre

de 1,7 % sur les N2 à haut régime (par exemple pour une valeur réelle de 103 %, la valeur enregistrée est de 101,3 %), de l'ordre de 20 °C pour le paramètre Tj (par exemple pour une valeur réelle de 750 °C, la valeur enregistrée est de 730 °C), de quelques centaines de kilogrammes sur les Fuel Flow à bas régime (par exemple pour une valeur réelle de 400 kg/h, la valeur enregistrée est de 0).

La mise en puissance des moteurs et leur comportement pendant la phase initiale de décollage, jusqu'à 14 h 43 min 11 s, sont normaux sur les quatre moteurs avec une accélération longitudinale (Nx) de 0,268g.

Temps	Moteur 1	Moteur 2	Moteur 3	Moteur 4
14 h 43 min 11,7 s et 14 h 43 min 12,3 s	Les paramètres sont normaux.			
14 h 43 min 12,7 s et 14 h 43 min 13,3 s		Les paramètres Tj, P7,N1, N2, Aj montrent des déviations.		
14 h 43 min 12,0 s et 14 h 43 min 13,0 s	Pompage.	Pompage.		
14 h 43 min 13,0 s	Le Nx est enregistré à sa valeur minimale de 0,133g.			
14 h 43 min 12,1 s à 14 h 43 min 14,1 s	Les voyants verts (GO LIGHT) s'éteignent.			
14 h 43 min 15,7 s et 14 h 43 min 16,3 s	Confirmation du pompage. La poussée est égale à environ 75% de la poussée nominale.			
14 h 43 min 16,1 s et 14 h 43 min 18,1 s	Le voyant GO LIGHT se rallume.			
14 h 43 min 16,7 s et 14 h 43 min 17,3 s		La poussée est à peine supérieure à celle qui correspond au régime ralenti (environ 3% de la poussée nominale).		
14 h 43 min 18,1 s et 14 h 43 min 20,0 s	Le voyant GO LIGHT s'éteint ⁽⁹⁾ .		Les voyants GO LIGHT s'éteignent ⁽⁹⁾ .	
14 h 43 min 19,7 s et 14 h 43 min 20,3 s	La poussée est égale à environ 80% de la poussée nominale.			

⁹ C'est une conséquence normale de la détente de l'amortisseur du train principal gauche. Le décalage qui apparaît dans l'enregistrement des paramètres résulte de l'échantillonnage sur quatre secondes.

Temps	Moteur 1	Moteur 2	Moteur 3	Moteur 4
14 h 43 min 20,7 s et 14 h 43 min 21,3 s		Le moteur est en phase de récupération. La poussée est égale à environ 15% de la poussée nominale.		
14 h 43 min 20,9 s et 14 h 43 min 21,9 s	Pompage.	Pompage.		
14 h 43 min 22,8 s		L'alarme feu retentit.		
14 h 43 min 23,7 s de 14 h 43 min 24,7 s à 14 h 43 min 25,3 s	La poussée est proche de celle du ralenti et égale à environ 4% de la poussée nominale.			
14 h 43 min 24,8 s		La poussée est égale à environ 12% de la poussée normale.		
14 h 43 min 25,8 s		L'OMN annonce « coupe le moteur deux ».		
14 h 43 min 26,2 s		Le commandant de bord appelle « procédure feu réacteur ».		
14 h 43 min 27,7 s et 14 h 43 min 28,4 s	Récupération du pompage . Le N2 atteint 89,7% et la poussée est égale à environ 45% de la poussée nominale.	Le N2 passe en dessous de 58 %.		
14 h 43 min 28,7 s et 14 h 43 min 29,3 s		Les N1 et N2 s'inscrivent sur une courbe caractéristique d'un moteur en auto rotation normale. La poignée coupe-feu est actionnée.		
14 h 43 min 28,3 s			Les paramètres montrent un comportement cohérent avec un passage de TAKE OFF à CONTINGENCY. Les paramètres débit de carburant, section de tuyère primaire et pression P7 sont cohérents avec la réchauffe allumée sur ces moteurs.	

Temps	Moteur 1	Moteur 2	Moteur 3	Moteur 4
14 h 43 min 35,5 s	Le moteur fonctionne en mode CONTINGENCY, toutefois la P7 indique un déficit de poussée de l'ordre de 5%.			
14 h 43 min 42,3 s		Une deuxième alarme feu et le gong associé sont entendus.		
14 h 43 min 58,6 s		L'alarme feu et le gong associé retentissent pour la troisième fois alors que l'alarme s'était arrêtée quatre secondes auparavant. L'alarme dure jusqu'à l'arrêt de l'enregistrement.		
14 h 43 min 59,5 s et 14 h 44 min 11,5 s	Fuel Flow et P7 donnent des signes de fluctuation. Le moteur dévisse et subit un dernier pompage.			
14 h 44 min 24,7 s à 14 h 44 min 27,0 s			Réduction probable des manettes de poussée par l'équipage.	
14 h 44 min 25,5 s et 14 h 44 min 26,5 s			Pompage dû à la distorsion de l'écoulement dans les entrées d'air.	

16.9.4 Fonctionnement des moteurs

16.9.4.1 Moteur 1

La première perte de poussée est causée par un pompage. Les paramètres montrent qu'il se produit peu après la détérioration du pneumatique, entre les temps 97602,8 (14 h 43 min 12,3 s) et 97603,4 (14 h 43 min 13 s). Le démontage du moteur a mis en évidence une ingestion de corps étrangers liée probablement à l'explosion du pneu, vraisemblablement à l'origine du pompage. Cependant, le pompage de ce moteur intervenant pratiquement au même instant que celui du moteur 2, il est également possible que la cause soit identique pour les deux moteurs, c'est-à-dire qu'il s'agisse d'ingestion de gaz chauds.

La seconde perte de poussée est causée par un nouveau pompage qui intervient alors que l'incidence de l'avion est de 13°. La perte de poussée (la poussée restante est comparable à celle délivrée par un moteur au ralenti) est beaucoup plus importante que les pertes de poussée constatées lors des précédentes ingestions de morceaux de pneumatiques. Ce pompage ne peut être causé que par

l'ingestion d'un mélange kérosène/gaz chauds, favorisée par le changement d'attitude de l'avion.

Après le second pompage, le moteur retrouve un fonctionnement pratiquement normal en mode CONTINGENCY commandé par le système de régulation carburant. Un déficit de poussée d'environ 5 % est cependant constaté. Cette perte de poussée est probablement due aux dommages mécaniques qu'ont subis les compresseurs en raison de l'ingestion de débris engendrés par la destruction du pneu. L'ingestion de gaz chauds et/ou d'air carburé est peu probable compte tenu de la stabilité ultérieure des paramètres.

Le moteur fonctionne ensuite de façon stable pendant vingt-deux secondes. Puis on constate des perturbations du paramètre Fuel Flow due à l'ingestion de kérosène par les entrées d'air principale ou auxiliaire et provoquant l'action de la régulation.

Quinze secondes après les fluctuations du débit de carburant, le moteur pompe de nouveau et décélère rapidement. Selon Rolls-Royce, l'analyse des paramètres montre que le moteur subit un dernier pompage sévère dû à l'ingestion probable de débris tels que morceaux d'aluminium ou fibre de verre ou nid d'abeille appartenant à la structure de l'appareil. Le pompage peut également provenir de l'ingestion d'une grande quantité de carburant. Il est responsable des importants dommages (clashing) qui ont été observés sur le compresseur BP lors du démontage du moteur.

16.9.4.2 Moteur 2

La perte de poussée est causée par un pompage qui se produit pratiquement au même moment que celui du moteur 1. La poussée alors délivrée est comparable à celle d'un moteur au ralenti. Il a été établi à partir des témoignages et des traces relevées sur la piste que le feu était allumé avant le pompage du moteur. D'autre part, les constatations faites lors du démontage, ainsi que l'expérience acquise en service, montrent que l'endommagement interne du moteur avant l'impact n'était pas suffisant pour provoquer un pompage. Le seul mécanisme qui soit cohérent avec un pompage conduisant à une forte perte de poussée est une ingestion de gaz chauds.

Entre les temps 97611,2 (14 h 43 min 20,7 s) et 97611,8 (14 h 43 min 21,3 s), les paramètres montrent un moteur en récupération. La valeur d'accélération est cohérente avec une poussée équivalente à celle délivrée par trois moteurs et s'explique comme la conséquence d'une augmentation de poussée des moteurs 1 et 2. Peu après, l'accélération longitudinale diminue à nouveau ainsi que les paramètres du moteur 2. Ceci est la conséquence d'un second pompage provoqué vraisemblablement par l'ingestion de gaz chauds et/ou d'air carburé à travers l'entrée d'air auxiliaire qui s'ouvre à nouveau puisque le moteur recommence à accélérer.

L'activation de l'alarme feu du moteur et la valeur très basse de ses paramètres ont conduit l'équipage à couper le moteur après l'appel de la procédure feu réac-

teur par le commandant de bord. En effet, on entend le mouvement de la manette de puissance en butée ralenti et, peu après, l'activation de la poignée coupe-feu. De plus la décélération du moteur déterminée à partir des paramètres enregistrés est cohérente avec un arrêt moteur commandé.

16.9.4.3 Moteurs 3 et 4

Les moteurs 3 et 4 fonctionnent normalement jusqu'à 14 h 44 min 17,5 s (respectivement 14 h 44 min 18,5 s, compte tenu de l'échantillonnage de l'enregistrement). Les débits de carburant sont enregistrés en réduction à 14 h 44 min 21,5 s (respectivement 22,5 s). Il en va de même des paramètres P7 à 14 h 44 min 25,5 s (respectivement 26,5 s). Les paramètres moteurs montrent une décroissance rapide à 14 h 44 min 29,5 s (respectivement 30,5 s). Certains bruits enregistrés dans le CVR entre 14 h 44 min 24 s et 14 h 44 min 27 s correspondent probablement à la butée de ralenti des manettes de puissance. Toutefois, la perte de poussée a été trop brutale pour n'être que la conséquence d'une réduction de puissance. Un pompage dû à la distorsion de la veine d'air à cause du roulis et de l'incidence importants de l'avion à ce moment du vol y a contribué.

Tous les dommages internes constatés résultent de l'impact avec le sol.

16.9.4.4 Conclusion

Les observations et examens conduits sur les quatre moteurs ne mettent en évidence aucun dysfonctionnement d'un de leurs éléments constitutifs ou composants, ni aucun indice de comportement non conforme à la certification. Aucun ne présente de signe de surchauffe ou de survitesse antérieur à l'impact de l'avion avec le sol. Leur comportement non sollicité par l'équipage résulte de facteurs extérieurs anormaux tels que l'ingestion de corps mous et durs, de gaz chauds, de carburant.

16.10 Origine de la non rentrée du train d'atterrisse

L'enregistrement du CVR montre que l'équipage constate la non rentrée du train à 14 h 43 min 56,7 s. Il s'écoule onze secondes entre le début présumé de la manœuvre (annonce *j'essaye*) et l'annonce *le train ne rentre pas*.

L'examen de l'épave ne permet pas d'identifier l'origine de ce dysfonctionnement, les quelques constatations faites n'étant pas réellement exploitables :

- le sélecteur de train se trouve entre les positions « down » et « neutre », hors du cran mais sous la languette de sécurité mécanique,
- le crochet de verrouillage de la porte du train principal gauche est ouvert. On ne peut cependant rien en conclure car lors d'une sortie en urgence du train, l'ouverture du crochet est assurée au moyen de bielles liées à la structure. Ces bielles ont pu être actionnées au moment de l'impact,

- le verrou de rétraction de l'amortisseur du train principal droit est bloqué. Ce verrou ne se libère que lorsque les conditions initiales (porte confirmée ouverte, train avant dans l'axe et bogies perpendiculaires) sont satisfaites.

L'observation des courses des vérins de porte retrouvés sur le site n'est pas non plus pertinente. En effet, le vérin de porte du train gauche est un modèle à double effet sans verrou mécanique, seule la pression hydraulique maintient sa position. Au cours de l'impact, la destruction des tuyauteries hydrauliques a entraîné la perte de la pression hydraulique. Les pistons pouvaient donc se déplacer librement dans le corps du vérin.

Il convient donc de procéder à l'analyse systématique des causes possibles de la non rentrée du train, en s'appuyant sur la description du système figurant au 6.2.2.

Un préalable à la rentrée du train est le déplacement de la manette de commande vers la position « up ». Aucune réaction de l'équipage ne permet de supposer que cette manette n'a pas été effectivement manœuvrée ou qu'elle était bloquée.

En revanche, on ne peut exclure un dysfonctionnement dans l'ouverture des portes, qu'il s'agisse d'une indication erronée ou d'un blocage mécanique provoquant effectivement la non ouverture ou l'ouverture partielle d'une porte.

S'il n'y a pas eu de problème à l'ouverture des portes, la séquence s'est poursuivie par la vérification de la position du train avant et des bogies. Rien ne permet de suspecter une défaillance du système mécanique d'alignement du train avant lors du décollage et la perpendicularité des trains principaux est bien enregistrée à ce moment sur le FDR.

Ce stade atteint, toutes les conditions sont réunies pour alimenter en hydraulique les vérins de relevage.

Après l'ouverture des portes, les trains fonctionnent de manière indépendante. Si une défaillance hydraulique partielle, liée à la rupture d'une tuyauterie du circuit Vert, était alors intervenue, seul le train situé du côté de la rupture aurait été affecté. Or, aucune mention n'a été faite par l'équipage d'une asymétrie de la signalisation du train et aucune observation d'une rentrée partielle de train n'a été faite.

Par ailleurs, la perte totale du circuit hydraulique Vert aurait entraîné un gong par l'intermédiaire d'un défaut PFCU. Il n'y a pas d'enregistrement d'un tel gong sur le CVR. De plus, cette défaillance aurait amené en même temps le passage en mécanique de la gouverne de direction (voir 16.11). Or ce passage s'est produit près de cinq secondes après l'annonce que le train ne rentrait pas.

En conclusion, compte tenu de l'examen de panne effectué, seule une ouverture partielle d'une porte peut expliquer la non rentrée des trains. Il s'agit très probablement de la porte du train principal gauche, la seule située dans la partie de l'avion susceptible d'avoir subi des endommagements liés à la destruction du pneumatique et au feu.

16.11 Passage de la direction en mécanique

L'enregistrement du CVR montre qu'au début du vol, à cause d'une défaillance de la chaîne électrique Bleue, l'équipage décide de partir avec les gouvernes de direction sur la chaîne Verte. En cours de vol, à 14 h 44 min 01 s, soit une demi-minute environ avant l'impact, la direction bascule sur la chaîne mécanique. Trois hypothèses peuvent a priori expliquer ce basculement :

- Perte du circuit hydraulique Vert

Conformément à la logique du système de commandes de vol (cf. 6.7.1), la perte du circuit hydraulique Vert conduit au passage des gouvernes de direction en mode mécanique. Cependant, la perte d'un circuit hydraulique générerait un gong qui n'a pas été identifié lors de l'analyse du CVR. Bien qu'elle ne puisse être exclue, cette cause de panne est donc peu probable.

Remarque : dans cette hypothèse, le passage du sélecteur hydraulique en secours « Jaune dans le Vert » puis l'utilisation du bouton reset permet de récupérer la chaîne Verte.

- Détection d'un défaut

La détection éventuelle par les calculateurs d'un défaut d'asservissement sur le circuit électrique Vert d'un des PFCU de direction (fausse alarme ou alarme réelle) conduit au passage des gouvernes en mode mécanique. Comme rien ne permet de rattacher l'apparition d'un tel défaut aux dégradations dues au processus accidentel en cours, cette cause de panne est également peu probable.

- Perte de la chaîne électrique Verte

L'alimentation de la chaîne électrique Verte des PFCU des elevons « inner », située dans le champ de la flamme, a pu être endommagée. Cette alimentation étant commune aux trois groupes de gouvernes, la chaîne électrique Verte aurait alors été perdue pour l'ensemble des PFCU.

Cependant, comme au moment de l'événement les PFCU des elevons « inner » et « outer and median » fonctionnaient normalement sur la chaîne électrique Bleue, seuls les PFCU de la direction pouvaient être directement affectés par la perte de la chaîne électrique Verte, ce qui explique que seule la direction soit passée en mode mécanique.

16.12 Alarmes

16.12.1 Alarme fumée toilettes

Une alarme détection fumée toilettes a été enregistrée à 14 h 43 min 32,6 s. L'air conditionné dans les toilettes provenant de la cabine avant, cette alarme peut s'expliquer par le passage dans le circuit de conditionnement de mélange carburé ingéré par le moteur 2 qui venait de s'arrêter ou par le moteur 1 (voir 6.7.2).

Il est également possible qu'il se soit agi d'une fausse alarme. En effet, bien que ce type d'événement ne fasse pas l'objet d'un suivi particulier, plusieurs personnes rencontrées ont indiqué aux enquêteurs que les fausses alarmes de fumée toilettes n'étaient pas exceptionnelles sur le Concorde.

16.12.2 Alarme feu moteur

A trois reprises, une alarme feu moteur a été constatée lors du vol. Trois causes potentielles ont été identifiées :

- La flamme⁽¹⁰⁾ établie sous l'intrados de la voilure chauffe suffisamment les capots avant (en aluminium) et arrière (en titane) pour que la température interne atteigne le seuil de déclenchement (600 °C). D'après une étude menée par BAE, l'ensemble intermédiaire serait à l'origine de l'alarme.

Remarque : le feu externe peut déclencher cette alarme à travers le capot arrière en titane et peut faire fondre le capot avant en aluminium dans un délai compris entre six et treize secondes.

- Le carburant ingéré par les trappes de ventilation situées à la jonction entre la nacelle et l'aile s'enflamme au contact des parties chaudes du moteur. Il s'agirait dans ce cas d'une alarme sur l'ensemble arrière. Lorsque la poignée coupe-feu est activée, un clapet ferme le prélèvement d'air au niveau du dernier étage du compresseur.
- Le carburant entrant par les volets inférieurs de ventilation s'enflamme au contact des parties chaudes du moteur.

La première alarme, enregistrée à 14 h 43 min 22,8 s, soit onze secondes après le début du feu extérieur, s'est arrêtée au bout de quatre secondes. Elle peut avoir été causée par le passage de la température des ensembles intermédiaire ou arrière au-dessus de la valeur seuil jusqu'à ce que la modification des écoulements due au décollage de l'avion la fasse redescendre provisoirement sous ce seuil. Une flamme transitoire pourrait également avoir été à l'origine de l'alarme.

La deuxième alarme a été entendue seize secondes après l'arrêt de la première. La percussion d'un extincteur par l'OMN, amenant le refroidissement des ensembles, explique son arrêt durant quatre secondes. Puis, la cause extérieure au moteur persistant, la température des ensembles est repassée au-dessus du seuil de déclenchement et l'alarme s'est réactivée, cette fois jusqu'à la fin du vol.

17 - RENSEIGNEMENTS SUR LES ORGANISMES ET LA GESTION

17.1 Exploitation du Concorde à Air France

17.1.1 PNT

A l'époque de l'accident, la division Concorde compte environ trente personnes et dispose de six avions. En comparaison, la division A320 compte plus de mille PNT dont environ cent vingt-cinq instructeurs pour plus de cent avions.

L'encadrement se présente de la façon suivante :

- un chef de division, commandant de bord, cadre PNT et examinateur de qualification de type (TRE) Concorde,
- un officier de sécurité des vols, commandant de bord, cadre PNT,
- un adjoint Sol,
- un commandant de bord TRE Concorde qui supervise deux autres TRE Concorde,
- un adjoint technique, OMN,
- un cadre OMN qui supervise deux Instructeurs Mécaniciens Navigants Concorde et l'OMN adjoint technique.

Bien que ne figurant pas sur l'organigramme, un OPL participe également aux tâches d'instruction. Les autres membres de la division sont des commandants de bord, des OPL et des OMN.

A la différence des autres divisions, le chef de division effectue tous les lâchers en ligne des commandants de bord. Les PNT bénéficient d'un statut particulier pour leur régime d'activité.

La division se caractérise par un âge moyen plus élevé que pour les autres divisions. La qualification Concorde se fait en effet au volontariat et à l'ancienneté et les navigants qui y accèdent sont généralement particulièrement expérimentés.

Selon les personnes rencontrées au cours de l'enquête, la petite taille de la division a un effet plutôt favorable sur les relations au sein des équipages et avec la hiérarchie.

17.1.2 PNC

Contrairement aux PNT, les PNC affectés à l'exploitation des Concorde volent aussi sur d'autres avions long-courriers. Cependant, la durée normale et maximale du travail, la limitation dans le cadre du courrier, les temps d'arrêt et les repos post-courriers font l'objet de dispositions spécifiques hors convention collective.

17.1.3 Maintenance

L'entretien du Concorde relève d'un département commun A310/Concorde rattaché à la Direction des Opérations Long-Courrier de la Direction de la Maintenance Air France.

Le département A310/Concorde est organisé en unités de pilotage spécifiques Concorde (Grande Visite, Technique) et Airbus (Technique) et en unités de pilotage communes (Production, Logistique). Le contrôle de gestion, la gestion des ressources humaines, les facteurs humains et un secrétariat sont placés sous l'autorité directe du chef de département.

Les visites et les opérations d'entretien jusqu'à la visite C sont réalisées par l'unité de pilotage Production A310/Concorde.

17.2 Suivi de navigabilité par l'autorité de certification

Le Concorde a été le premier aéronef civil à être développé en coopération internationale et, assez exceptionnellement, un processus parallèle de certification primaire a été conduit dans les deux pays partenaires. Concorde possède ainsi deux certificats de type, ce qui fait que, d'un strict point de vue réglementaire, les avions sous pavillon français et ceux sous pavillon britannique correspondent à deux modèles différents. Cependant, dans la pratique, le suivi de navigabilité est mené conjointement par la DGAC et la CAA. Ces deux autorités ont chacune désigné un Project Certification Manager qui s'appuie sur une équipe de spécialistes.

Le suivi de navigabilité s'organise autour d'une réunion annuelle appelée Airworthiness Review Meeting (ARM) avec les représentants des deux constructeurs, EADS et British Aerospace. Des réunions spécifiques sont également organisées lorsque des problèmes rencontrés en service affectent la navigabilité afin de décliner des mesures à prendre.

Le retour d'expérience est assuré par les exploitants qui transmettent les incidents recensés aux constructeurs. Ces derniers présentent un rapport mensuel aux deux autorités.

Remarque : les événements significatifs, accidents ou incidents graves, font également l'objet d'une notification directe aux autorités d'enquête.

La navigabilité des moteurs Olympus fait l'objet d'un suivi spécifique qui associe également la DGAC et la CAA. Des réunions semestrielles, au cours desquelles sont analysés les cas d'arrêt en vol et d'accélération-arrêt, ont lieu avec les deux constructeurs des moteur, Rolls-Royce et SNECMA. En 1998, une revue complète de la sécurité des moteurs a été conduite dans le cadre de la poursuite à long terme de l'exploitation du supersonique.

18 - RENSEIGNEMENTS SUPPLEMENTAIRES

18.2 Absence de l'entretoise du train principal gauche

L'examen des trains d'atterrissement (cf. premier rapport d'étape, § 12.3.5) a fait apparaître l'absence de l'entretoise centrale du train principal gauche, cette entretoise n'ayant pas été remontée lors de la « check A01 » effectuée du 17 au 21 juillet 2000. Il convenait donc d'étudier les conditions de cet oubli et son éventuelle contribution à l'accident du 25 juillet.

Pour ce second point,

- l'examen approfondi du bogie et des pneumatiques du train gauche a été effectué au Centre d'essais aéronautiques de Toulouse dans le cadre de la procédure judiciaire
- une étude a été demandée au concepteur du train, la société Messier-Dowty
- les trajectoires au sol de l'avion le 25 juillet 2000 et lors des vols précédents ont été étudiées.

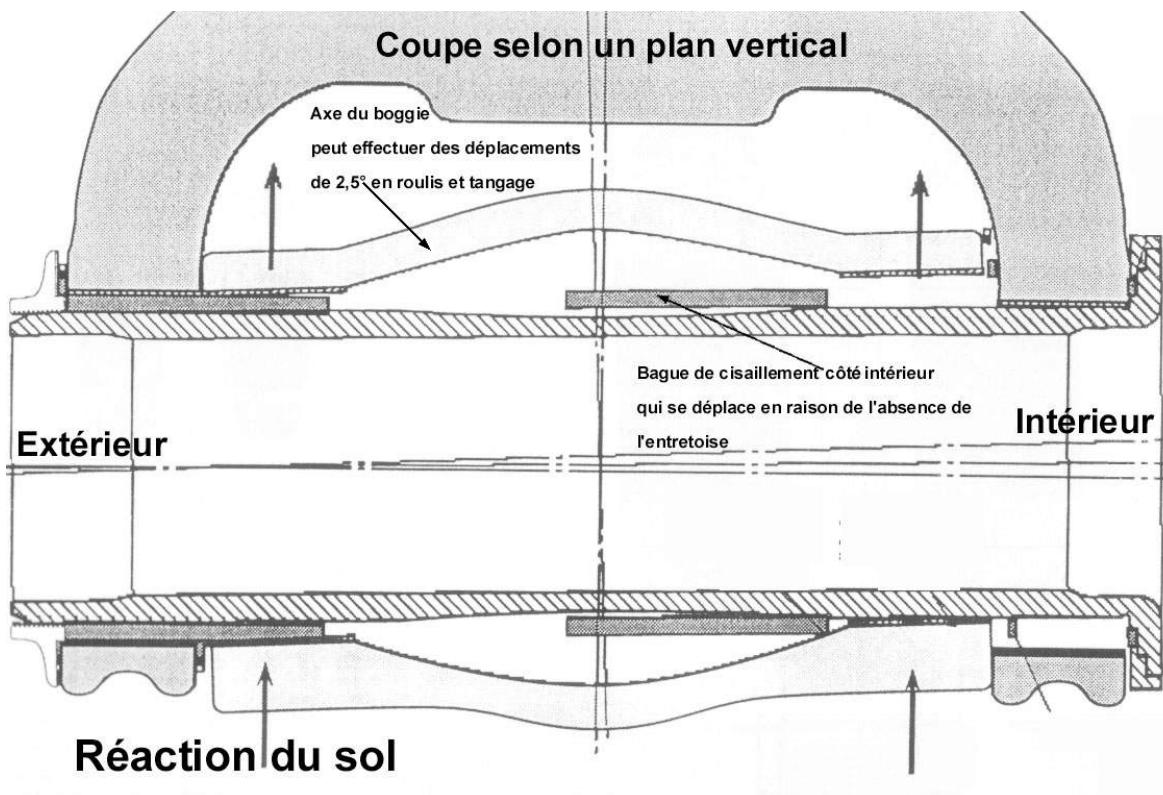


Figure 26 : atterrisseur sans entretoise

18.2.1 Opérations d'entretien

Lors de la « check A01 », le remplacement du bogie du train principal gauche a été effectué les 17 et 18 juillet 2000 par le personnel de l'unité de pilotage Production A310/Concorde d'Air France.

Il faut souligner que c'était la première fois que l'on procérait à un changement de bogie sur Concorde à Air France.

18.2.1.1 Documentation

L'Aircraft Maintenance Manual du Concorde (chapitre 32-11-28) utilisé par le personnel d'entretien précise les conditions de dépose et de repose d'un bogie. Il est demandé dans ce document de procéder simultanément à la dépose de l'axe principal, des deux bagues de cisaillement et de l'entretoise, à l'aide d'un extracteur spécial.

Cet extracteur est référencé P/N 253300/78 dans l'AMM Concorde et dans le Concorde Illustrated Tool and Equipment Manual (chapitre 32-11-00) mais il est connu en référence outillage Air France sous le code C32-048.

Pour la repose de l'axe principal, il est demandé d'y installer les deux bagues de cisaillement et l'entretoise récupérées sur le bogie déposé puis d'installer cet ensemble à travers le bogie et l'amortisseur à l'aide d'un guide.

Remarque : il semble que Concorde soit le seul avion dont les bogies sont conçus avec des bagues de cisaillement et une entretoise.

18.2.1.2 Travaux effectués

Le remplacement du bogie a été effectué au cours de deux vacations. La première équipe (vacation A) a procédé au déshabillage du bogie le 17 juillet de 06 h 00 à 18 h 00. La seconde (vacation B) a procédé à la dépose et à la repose du bogie du 17 juillet à 18 h 00 au 18 juillet à 06 h 00. Le personnel qui est intervenu possédait les qualifications et habilitations nécessaires.

Remarque : chaque équipe a travaillé sur une amplitude de douze heures. Ce choix, fait avec l'accord des intervenants, visait à éviter les passages de consignes multiples. Il est conforme au règlement du personnel au sol.

Lors de la dépose du bogie, l'outillage d'extraction n'a pas été utilisé. Seules les bagues ont été extraites après enlèvement de l'axe. L'entretoise est restée sur le bogie. Parce qu'il utilisait la référence de son document de travail, l'AMM, le personnel n'a pas trouvé l'extracteur en magasin. La vérification effectuée après la découverte de l'anomalie le 23 octobre 2000, a confirmé l'existence de deux extracteurs.

Lors du remontage, les bagues de cisaillement ont été positionnées directement dans leur réceptacle sur le fût, avant la repose de l'axe. Ceci a empêché de déceler l'absence d'entretoise sur le nouveau bogie.

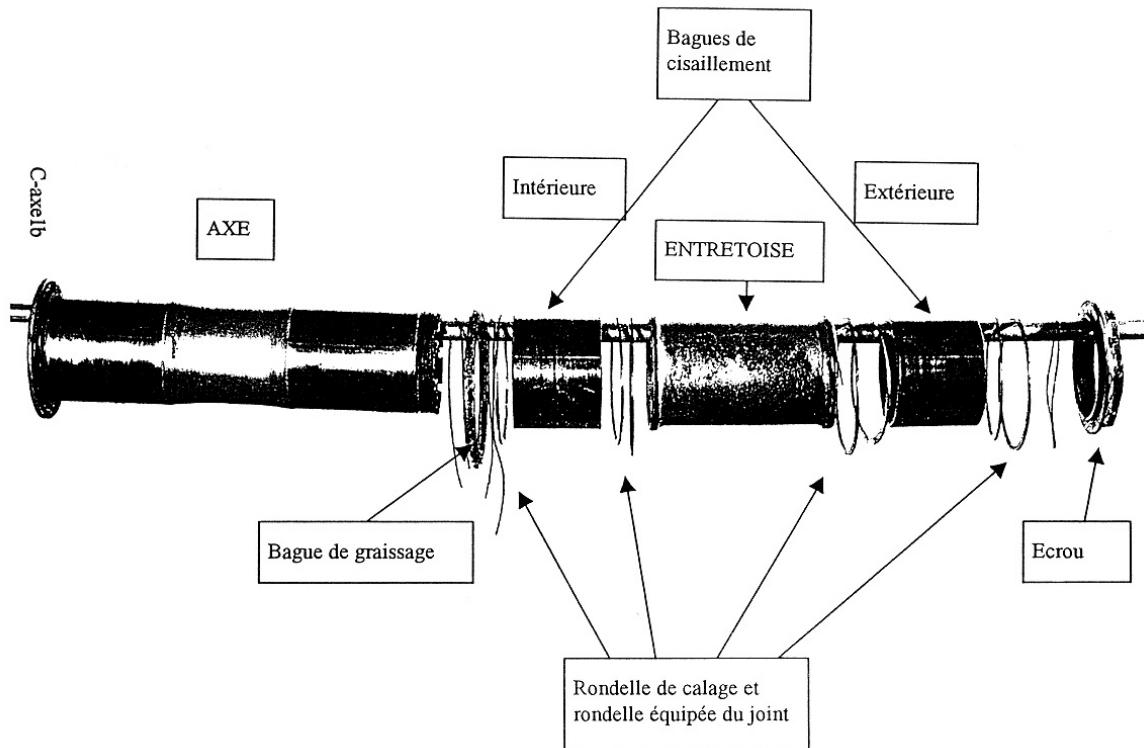


Figure 27 : Atterrisseur droit : éléments de l'articulation du balancier

Les contrôles et essais effectués avant la remise en service n'ont fait apparaître aucune anomalie. Ils consistaient entre autres à effectuer des manœuvres de rentrée et de sortie du train sur vérin. Il convient cependant de noter que, le train n'étant pas alors en contact avec le sol, un éventuel défaut d'alignement n'est pas perceptible.

18.2.2 Examen du bogie

Lors du démontage en atelier du bogie accidenté, il n'a pas été trouvé de débris d'entretoise ou de traces de matière fondu. Comme cette pièce en forme de tube ne pouvait pas s'échapper totalement de l'axe, ces constatations confirment qu'elle n'était pas présente sur l'avion avant l'accident. Il a également été constaté que la bague de cisaillement côté intérieur était sortie de son logement.

L'état des différentes pièces (bagues de cisaillement, paliers en bronze, joints) montre que la bague de cisaillement côté intérieur a progressivement quitté sa place au cours des derniers vols. Les traces indiquent en effet que le mécanisme a fonctionné alors que la bague de cisaillement n'était plus en place sur les paliers en bronze de l'amortisseur et du bogie.

La chronologie précise de ce déplacement est cependant difficile à établir car la bague n'étant pas neuve, elle présentait vraisemblablement des traces liées à son utilisation antérieure. Les seules traces observées sur les éléments mécaniques correspondent à des débattements dans le plan vertical ou des oscillations normales du bogie.



Figure 28 : Atterrisseur gauche : bague de cisaillement interne

18.2.3 Conséquences possibles sur l'atterrisseur de l'absence de l'entretoise

18.2.3.1 Aspect mécanique

En cas de glissement complet de la bague de cisaillement, l'extrémité de l'axe de l'articulation peut se déplacer dans le palier intérieur de la tige coulissante dans la limite du jeu créé par l'absence de la bague, soit 7,25 mm au rayon.

Le balancier peut se déplacer de la même valeur par rapport à l'axe de l'articulation, en faisant abstraction du guidage résiduel apporté par la bague de cisaillement extérieure.

Le déplacement maximum de l'axe géométrique du balancier résulte du cumul de ces deux mouvements, ce qui correspond à 14,5 mm au rayon soit un cône d'angle au sommet de 5°, la pointe du cône étant située au centre du palier extérieur.

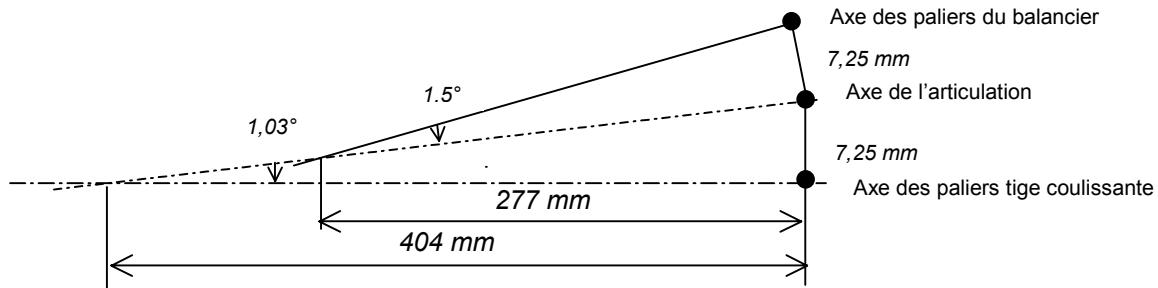


Figure 29 : Effet de l'absence de la bague sur la géométrie de l'articulation

18.2.3.2 Câblages et tuyauteries

Les éventuelles conséquences d'un déplacement de l'axe côté épaulement dans le palier de la tige coulissante ont été étudiées. Ce déplacement se répercute sous forme d'un mouvement relatif entre les points de fixation des câbles et tuyauteries sur la tige coulissante d'une part, sur le bogie d'autre part.

Le câblage électrique présente suffisamment de longueur pour absorber un déplacement de 20 mm, ce qui le protège dans la configuration étudiée.

Les tuyauteries raccordées au joint tournant ne sont pas prévues pour absorber un tel déplacement, mais il est concevable, compte tenu de leur forme, que leur déformation ne génère pas obligatoirement une rupture. Quoi qu'il en soit, une telle rupture ne pourrait provoquer qu'une perte de freinage.

18.2.3.3 Déplacement du bogie

- Effets mécaniques

Un déplacement vertical serait vu par les équipements comme un déplacement normal (oscillation du bogie) et n'aurait donc aucun effet.

Un déplacement dans le plan horizontal serait par contre anormal mais il nécessiterait une prédominance des efforts horizontaux sur les efforts verticaux, ce qui n'est pas le cas dans la phase de décollage.

- Comportement dynamique

Lorsque les quatre pneumatiques sont correctement gonflés, la charge verticale transmise par le balancier peut amener l'axe en butée haute sur le palier en bronze de la fourche de la tige coulissante (amortisseur) à cause du déplacement de la bague de cisaillement. Ceci créerait un angle de carrossage maximum de 2,5°. La charge appliquée sur les deux pneumatiques extérieurs (n° 1 et 5) serait alors augmentée d'environ 20 %, la charge appliquée sur les deux pneumatiques internes (n° 2 et 6) étant diminuée d'autant.

Après éclatement du pneumatique n°2, la charge qu'il supportait s'est reportée sur le pneumatique externe correspondant (n°1). En conséquence, il y a un nouvel équilibre de l'ensemble balancier autour de son axe sur la bague de cisaillement extérieure. L'angle de carrossage devient alors pratiquement nul.

Il faut également considérer l'effet d'un éventuel ripé. Le déplacement total de la bague de cisaillement peut en effet produire des efforts latéraux en raison de l'apparition d'un angle de ripé. Les études montrent que pour des angles de ripé inférieurs à 5° , le moment d'auto alignement qui apparaît tend à ramener la roue dans l'axe de roulage.

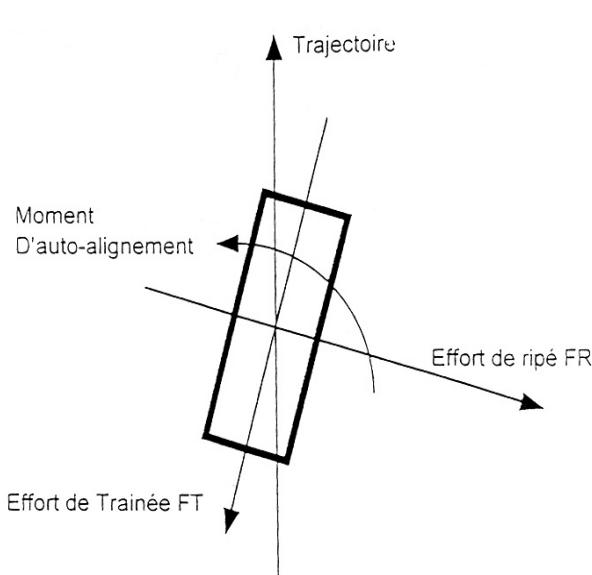


Figure 30 : Comportement type d'un pneumatique en ripé

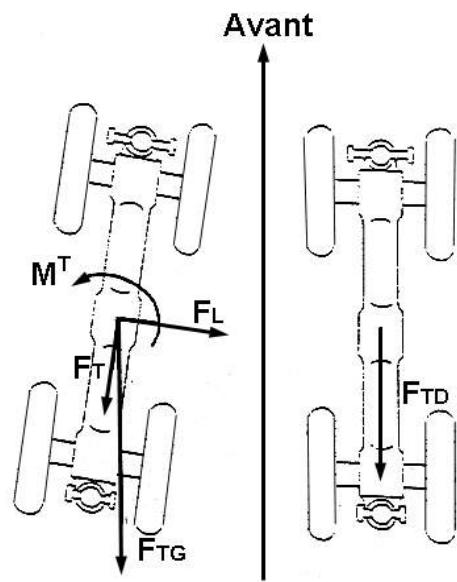


Figure 31 : Efforts en situation de ripé

En résumé, le bilan des forces au centre du bogie se solderait par un moment d'auto alignement et deux efforts dont la résultante serait une traînée accrue, c'est-à-dire une tendance à faire partir l'avion à gauche. L'ordre de grandeur de cette traînée parasite serait au plus de l'ordre de 1 000 daN, très faible par rapport à la poussée des moteurs. L'influence d'un éventuel ripé sur la trajectoire serait faible, voire négligeable.

18.2.4 Examen des pneumatiques

L'examen en atelier des pneumatiques 5 et 6 n'a pas mis en évidence de dégradation. De plus, l'examen des roues, roulements et freins des roues 1, 2, 5 et 6 a montré un état normal de ces éléments.

18.2.5 Etude du début du vol

En théorie, l'absence de l'entretoise aurait pu être à l'origine d'une trajectoire dissymétrique, d'un échauffement des roues et d'une accélération inférieure à la normale. L'étude des traces sur la piste ainsi que les calculs de trajectoire et

d'accélération effectués à partir des données des enregistreurs de vol montrent que cela n'a absolument pas été le cas :

- Après le roulage pour rejoindre la piste, quand l'équipage a effectué la check list avant décollage et conformément à celle-ci, il a annoncé la température des freins. Cette température était de 150° (la température doit dépasser 220° pour qu'il y ait alarme). De plus, elle était la même pour les bogies droit et gauche. La température des freins n'avait donc rien d'anormal.
- Pendant le roulement au décollage, l'avion aurait eu tendance à dévier sur la gauche si le train gauche avait créé une traînée parasite. Or sa trajectoire est rectiligne avant les pertes de poussée des moteurs 1 et 2 et on n'observe aucune action à droite sur la gouverne de direction. Au contraire, quelques légères actions à gauche sont même visibles avant V1.
- L'accélération enregistrée est de 0,268 g, ce qui est la valeur normale pour le Concorde lorsqu'il est à sa masse maximale. De plus, trente-quatre secondes après le top décollage, l'avion avait parcouru 1 200 mètres et atteint une vitesse de 151 kt. Or, à la masse de 185 tonnes et dans les conditions du jour de l'accident, le Concorde parcourt 1 150 mètres et atteint la vitesse de 150 kt en trente-trois secondes. Les performances de l'avion ont donc été strictement conformes aux valeurs théoriques jusqu'à la détérioration du pneumatique n° 2 par la lamelle métallique. De plus, les performances des décollages des vols précédant l'accident (postérieurs au remplacement du bogie) sont conformes aux normes publiées. Comparées aux performances de décollage d'autres Concorde, elles ne montrent aucune différence significative.
- Jusqu'à ce que l'avion roule sur la lamelle métallique, aucune remarque ni réaction de l'équipage ne fait état d'un comportement anormal de l'avion.
- Les premières traces de pneumatique relevées sur la piste après l'accident sont celles du pneumatique de la roue n° 2 après sa détérioration par la lamelle métallique.

Par ailleurs, on aurait pu craindre une modification de la perpendicularité du bogie empêchant la rentrée des trains. On a vu § 16.10 qu'il n'en a rien été.

* *
*

En conclusion, rien dans l'ensemble des recherches qui ont été conduites n'a fait apparaître la moindre contribution de l'absence de l'entretoise à l'accident du 25 juillet 2000.

18.3 Prévention des risques liés aux débris sur l'aire de mouvement

18.3.1 Etat de la réglementation en France

Après l'accident du Concorde, un état des lieux des consignes relatives aux inspections de piste sur les aérodromes français a été effectué par la DGAC. Il en ressort qu'en l'absence de réglementation nationale, les normes et recommandations de l'OACI sont globalement suivies. Selon l'aérodrome, les inspections de l'aire de manœuvre sont réalisées par divers organismes : bureau de piste, SSIS, BRIA, concessionnaire. Cela dépend en grande partie de la convention de concession en vigueur.

La DGAC prépare actuellement un projet d'arrêté et un manuel d'application relatifs aux inspections de piste, reprenant et complétant les dispositions de l'OACI. Un manuel sur la prévention de la présence de débris sur l'aire de mouvement est également en cours d'élaboration.

18.3.2 Prévention des risques liés aux débris à Paris Charles de Gaulle

18.3.2.1 L'aire de manœuvre

La sécurité sur l'aire de manœuvre (pistes et voies de circulation) est du ressort de la direction des opérations aériennes d'ADP. Outre les vérifications en cas de découverte de débris, les consignes internes prévoient trois inspections quotidiennes. Avant l'accident du 25 juillet 2000, la moyenne effective était de deux inspections, elle est de trois depuis. Le balayage est assuré par des agents de la direction de l'équipement d'ADP, dans le cadre d'un protocole avec la direction des opérations aériennes.

Les découvertes de débris sur l'aire de manœuvre sont reportées sur le cahier de marche du chef de quart du bureau de piste. La détermination de la provenance des débris ne fait pas l'objet d'une enquête interne systématique. En fonction de la nature et de l'importance de l'objet, le BEA est prévenu, et le pilote ou l'exploitant du vol susceptible d'avoir perdu un élément est alerté.

Les tableaux d'indicateurs qui servent de base au suivi de la sécurité sur la plate-forme ne contiennent pas de données relatives aux débris. Depuis mai 2001, la présence de débris sur l'aire de mouvement fait l'objet d'une analyse statistique.

Un groupe de travail « prévention et sécurité / retour d'expérience » a été mis en place en 1999. Il s'intéresse surtout aux aspects navigation aérienne mais devrait permettre d'identifier et d'analyser des précurseurs d'accidents.

Remarque : un groupe de travail similaire a été créé à Nice en 2001.

18.3.2.2 L'aire de trafic

La lutte contre les débris sur l'aire de trafic (voies de desserte et aires de stationnement) s'inscrit dans la politique de sécurité sur l'aire de trafic, qui est du ressort de la direction de l'exploitation d'ADP. Cette politique a deux volets : un volet réglementaire et un volet partenarial.

Le règlement d'exploitation de l'aire de mouvement (c'est-à-dire l'ensemble des aires de trafic et de manœuvre) exige le « maintien en bon état de l'aire de mouvement ». Il s'applique à tous les usagers de la plate-forme et toute infraction à ce règlement est passible d'une contravention. L'application du règlement est contrôlée par les agents de l'Etat (DGAC et GTA) avec le concours d'agents d'ADP assermentés, les « contrôleurs de sécurité sur les aires ».

Parallèlement, le volet partenarial de la politique de sécurité sur l'aire de trafic s'articule autour de deux organes

- une instance de concertation, la « Commission de Sécurité sur les Aires ». Elle comprend des représentants de l'aéroport, de compagnies aériennes, de prestataires d'assistance et de services présents sur l'aire de trafic et de divers services publics. Elle se réunit environ trois fois par an. Cette instance a un rôle de coordination et de proposition,
- une association loi de 1901, l'association « Charte de Sécurité sur les Aires », créée en 1994. Plusieurs compagnies aériennes, ADP et des prestataires de services en sont membres. Cette association propose des réflexions et met en œuvre des actions. Ainsi, un colloque a été tenu en 2000 sur la problématique de la sécurité sur les aires. L'association produit également un bulletin trimestriel intitulé « info sécurité ». Les réunions de l'association sont fréquentes et les contacts hebdomadaires entre ses membres. Toutefois, les représentants d'ADP regrettent que trop peu de compagnies aériennes y participent,

et des actions de sensibilisation et de formation, essentiellement

- des campagnes d'affichage ciblées sur des thèmes précis,
- un projet de formation des personnes travaillant sur l'aire de mouvement, en coordination avec leur employeur,
- une publication non régulière, le « flash sécurité ».

Le nettoyage de l'aire de trafic est également assuré par la direction de l'équipement. Le ramassage des débris est sous-traité à une entreprise. Les deux opérations sont effectuées de manière préventive et curative. De plus, un marché de « nettoyage des déchets légers » prévoit l'intervention du prestataire sur les accotements et espaces verts mitoyens de l'aire de trafic.

Il n'y a pas de suivi quantitatif ou qualitatif systématique de la présence des débris sur l'aire de trafic.

18.3.3 Situation à l'étranger

18.3.3.1 Canada

18.3.3.1.1 Historique

En 1974, les autorités canadiennes de l'aviation civile, en coopération avec les compagnies aériennes nationales, ont constitué un « comité national de lutte contre les risques liés aux débris ». Ce comité a disparu en 1985.

La gestion des principaux aérodromes canadiens est actuellement concédée à des organismes non gouvernementaux. Les exploitants de ces aérodromes doivent détenir un certificat d'aérodrome délivré par Transport Canada et sont soumis à la réglementation CAR Part III, Aérodromes et Aéroports.

18.3.3.1.2 Réglementation

La réglementation relative à la lutte contre les risques liés aux débris figure dans la CAR 302 « Aéroports ».

Le § 302.07 relatif aux obligations de l'exploitant spécifie que celui-ci doit se conformer aux normes et recommandations publiées. Ces dernières requièrent une inspection journalière des infrastructures. Le § 302.07 impose une inspection de piste additionnelle dans certains cas (accident ou incident, travaux ou conditions potentiellement dangereuses).

Le § 302.08 indique que l'exploitant doit établir un manuel d'exploitation approuvé par Transport Canada. Ce manuel doit décrire entre autres les mesures de sécurité. Bien que la réglementation n'exige pas explicitement un programme de prévention des risques liés aux débris, l'approbation du manuel d'exploitation implique en pratique la description d'un tel programme.

18.3.3.1.3 Documentation technique

En 1976, un « Manuel de Prévention des Dommages Causés par des Corps Étrangers » a été publié par les autorités, alors gestionnaires des aérodromes. Ce manuel, révisé en 1983, contient des instructions techniques pour la prévention des risques liés aux débris. Bien que n'ayant pas de valeur réglementaire, il constitue toujours un document de référence pour les exploitants d'aérodrome.

18.3.3.1.4 Surveillance

Dans le cadre du suivi de certification des aérodromes, Transport Canada conduit une inspection annuelle des aérodromes au cours de laquelle une inspection de l'aire de mouvement est effectuée.

18.3.3.1.5 Formation

Depuis la privatisation des aérodromes, Transport Canada n'assure plus de formation dans le domaine aéroportuaire.

18.3.3.1.6 Exemple : aéroport International de Vancouver

L'aéroport international de Vancouver possède trois pistes et reçoit 370 000 mouvements par an. Il y a trois inspections des infrastructures par jour.

L'aéroport participe activement au NAFPI (USA). Il met en œuvre un programme de prévention des risques liés aux débris fondé sur :

- la coopération active de tous les acteurs aéroportuaires présents sur l'aire de mouvement,
- la coordination des actions de prévention des risques liés aux débris par un responsable « sécurité » de l'aéroport,
- la formation des personnes intervenant sur l'aire de mouvement,
- des campagnes de sensibilisation (affiches, manifestations à thème, prix de bonne conduite).

Une commission « risques liés aux débris » se réunit une fois par trimestre. Elle se réunissait initialement une fois par mois, ce qui s'est révélé défavorable au maintien de la motivation des acteurs. Cette commission est présidée par un responsable « sécurité » et réunit les entreprises intervenant sur l'aire de mouvement. La participation à cette commission est volontaire.

Un symposium a été organisé en 1996 avec la participation de plusieurs aéroports canadiens et de représentants de l'industrie.

18.3.3.2 Etats-Unis

18.3.3.2.1 Cadre général

Tout aérodrome où sont exploités des avions d'une capacité en sièges supérieure à trente doit détenir un certificat d'exploitation délivré par la FAA selon le chapitre 14 du CFR, Part 139. A cet effet, l'exploitant de l'aérodrome doit établir un manuel de certification d'aérodrome contenant les procédures et les plans de conformité à la Part 139. Les Inspecteurs de Sécurité de la Certification Aéroportuaire (ACSI) de la FAA effectuent des inspections annuelles et des inspections de surveillance des aérodromes certifiés.

18.3.3.2.2 Réglementation

Le contrôle des débris sur les aérodromes fait l'objet de la sous-partie D, Opérations, de la Part 139.

Les § 139.305 et 139.307 spécifient que les débris de toutes sortes doivent être immédiatement retirés des aires revêtues et non revêtues des aérodromes.

Le § 139.327 (Self-inspection program) requiert que le manuel de l'aérodrome décrive quand et comment sont conduites les inspections de piste, y compris les inspections supplémentaires ou spéciales (à la suite d'un accident ou d'un incident, en cas de travaux ou de conditions météorologiques particulières).

Les comptes-rendus d'inspection doivent être archivés pendant au moins six mois.

18.3.3.2.3 Circulaire

Pour aider les autorités aéroportuaires à répondre aux exigences réglementaires, la FAA a publié l'Advisory Circular n° 150/5380-5B « *Risques liés au débris* ».

Cette circulaire recommande la mise en place d'un programme de prévention des risques liés aux débris. L'accent y est mis sur la nécessité d'une coopération de tous les acteurs aéroportuaires et sur l'importance de la formation et de l'implication de toutes les personnes travaillant sur la plate-forme. Elle recommande un état des lieux des causes et des facteurs contributifs à la présence de débris avant le développement du programme de prévention des risques.

La circulaire recommande également la mise en place d'un comité de prévention des risques liés aux débris, regroupant les représentants de tous les organismes intervenant sur l'aire de mouvement.

Elle suggère plusieurs solutions techniques (emplacements dédiés à la collecte des débris récupérés, équipements pour le nettoyage de l'aire de mouvement) et fait référence à des documents et rapports du National Aerospace FOD Prevention Inc. (NAFPI, association de professionnels à but non lucratif).

18.3.3.2.4 Formation

La FAA, en coopération avec l'American Association of Airport Executives (AAAE), a mis en place des formations de trois ou quatre jours appelées *écoles de sécurité et d'exploitation aéroportuaires*. Les risques liés aux débris y sont présentés par différents intervenants du milieu aéronautique, pilotes, constructeurs d'aéronefs et exploitants aéroportuaires.

18.3.3.2.5 Exemple : aéroport International d'Atlanta Hartsfield

L'aéroport international d'Atlanta Hartsfield possède quatre pistes et reçoit un million de mouvements par an. Il y a une inspection des infrastructures par jour.

L'aéroport met en œuvre un programme de prévention des risques liés aux débris basé sur :

- la coopération active de tous les acteurs aéroportuaires présents sur l'aire de mouvement,
- la coordination des actions de prévention des risques liés aux débris par un agent de la division « Opérations » de l'aéroport,
- la formation des personnes intervenant sur l'aire de mouvement,
- des campagnes de sensibilisation des personnels (affiches, participation aux inspections des infrastructures).

Une commission « sécurité » se réunit une fois par mois. Les questions concernant les risques liés aux débris figurent systématiquement à l'ordre du jour.

Une commission spécifique, « risques liés aux débris », s'est réunie en avril 2001 afin d'anticiper les risques liés aux travaux d'extension de l'aérodrome.

18.3.3.2.6 Exemple : aéroport de Washington National

L'aéroport international Washington National possède trois pistes. Il y a une inspection des infrastructures par jour.

L'aéroport met en œuvre un programme de prévention des risques liés aux débris basé sur :

- la coopération active de tous les acteurs aéroportuaires présents sur l'aire de mouvement,
- une surveillance par le personnel de maintenance et d'exploitation de l'aérodrome et par les divers acteurs aéroportuaires,
- la coordination des actions de prévention des risques liés aux débris par un agent de la division « Opérations » de l'aéroport,
- la formation des personnes intervenant sur l'aire de mouvement.

Il n'y a pas de commission spécialisée. Il y en a eu une dans le passé mais le nombre limité d'événements et la sensibilisation acquise n'en justifiaient plus le maintien. Elle serait remise en place si la situation le nécessitait.

Remarque : divers équipements et matériels (balayeuses, réceptacles pour les débris, barres magnétiques) sont utilisés dans le cadre de la prévention des risques liés aux débris.

18.3.3.3 Pays-Bas

L'autorité de l'aviation civile néerlandaise applique l'Annexe 14 de l'OACI. Il n'y a pas de réglementation nationale spécifique concernant l'inspection de l'aire de mouvement ni, plus généralement, la prévention des risques liés aux débris.

Exemple : aéroport d'Amsterdam Schiphol

- En 1995, un groupe de pilotage sécurité a été mis en place à Schiphol et un Système de Gestion de Sécurité de l'Aérodrome (ASMS) a été créé. L'autorité de l'aviation civile néerlandaise a approuvé ce système en 1998. L'existence d'un tel système n'est pas encore une exigence.
- En 1997, le Système Intégral de Gestion de Sécurité (ISMS) a été mis en place. L'ISMS regroupe l'autorité aéroportuaire, celle de la circulation aérienne, différentes compagnies aériennes et des entreprises travaillant sur l'aérodrome. La coopération entre tous les intervenants sur l'aire de mouvement est assurée à travers la participation aux groupes de travail.
- Les règles de sécurité sont décrites dans le manuel de l'aéroport (Airside Regulation and Rules) et des agents de l'aéroport (airport officers) sont chargés de veiller à leur application.
- Une inspection de piste est effectuée trois fois par jour. Des inspections additionnelles sont faites si la piste reste inactive plus de vingt minutes.
- Toute l'aire de mouvement est balayée régulièrement et des réceptacles pour les débris sont disposés à différents endroits de l'aire de trafic.
- Les découvertes de débris sont enregistrées dans la base de données sur les incidents et accidents sur l'aire de mouvement. Le type des débris, le moment et le lieu de la découverte y sont précisés.
- Une campagne de sensibilisation ciblée sur la prévention des risques liés aux débris est conduite chaque année. Des récompenses sont attribuées aux entreprises et aux personnes qui contribuent à la prévention.
- Le niveau de prise de conscience des personnes travaillant sur l'aire de mouvement est mesuré à travers des enquêtes et leur formation comprend un volet sur les risques liés aux débris.

18.3.3.4 Royaume-Uni

- Contexte national

La CAA requiert, au travers du processus de certification d'aérodrome, que ceux-ci fournissent les détails de leur politique d'inspection des aires de manœuvres, y compris pour les inspections additionnelles à la suite de tout incident susceptible

de conduire à la présence de débris dans une zone critique. La CAA ne définit pas la fréquence des inspections ni leur objectif.

La CAA encourage les aérodromes à adopter une politique et des systèmes de gestion de la sécurité bien que cela ne soit pas une exigence réglementaire. La Publication de l'Aviation Civile 642, en mars 1995, propose un guide pour la mise en place d'un système de gestion de la sécurité.

Les systèmes de gestion de la sécurité développés à ce jour incluent tous les aspects de l'exploitation aéroportuaire, y compris la prévention des risques liés aux débris. Les responsables de l'aérodrome définissent la politique et les procédures qui doivent être appliquées par les personnes travaillant sur l'aire de mouvement. Cela se traduit par des formations, des programmes de sensibilisation, des comités « sécurité » et certaines sanctions.

Tous les grands aérodromes ont un programme de balayage permanent et publient leur politique de prévention des risques liés aux débris dans leur manuel d'aérodrome et/ou dans des instructions. La plupart des aérodromes fournissent un fascicule intitulé « Code de sécurité sur l'aire de trafic ».

- Autres règlements et publications

Le Royaume-Uni a mis en place un système de notification obligatoire d'événements et tout dégât causé par des débris à un aéronef est normalement rapporté à travers ce système. Les aérodromes doivent fournir leurs commentaires sur les événements les concernant et préciser quelles mesures ont été prises pour en éviter le renouvellement.

La CAA a envoyé en décembre 2000 une note aux aérodromes mettant l'accent sur les dangers des dégâts occasionnés aux pneus par les débris. Cette note rappelle les exigences en matière d'inspection et invite les aérodromes à vérifier leur procédures dans ce domaine.

La CAA publie également un guide pour les travaux sur aérodrome, qui donne des mesures pour éliminer les débris ou les empêcher d'atteindre l'aire de manœuvre.

Liste des annexes

ANNEXE 1

Analyse des alarmes et bruits enregistrés par le CVR

ANNEXE 2

Transcription du CVR

Analyse des alarmes et bruits enregistrés par le CVR

1 Alarmes

- Fumée toilette

Les essais ont confirmé que l'alarme observée à 14 h 43 min 32,6 s est bien une alarme détection fumée toilette avant. Cette alarme peut être enregistrée par le CVR quand la porte du poste de pilotage est ouverte.

- Alarme feu

La sonnerie entendue à trois reprises à partir de 14 h 43 min 22,8 s a été identifiée comme étant une alarme feu. Cette alarme, bien connue des équipages, comporte également un gong.

- Gongs

14 h 43 min 23,5 s : ce gong, qui apparaît 0,7 s après le début de la sonnerie, fait partie de l'alarme feu sonore.

14 h 43 min 28,2 s : ce gong correspond au basculement automatique des palettes des trims électriques de tangage.

14 h 43 min 37 s : ce gong est probablement relatif à l'alarme « engine 2 » à la suite de la baisse de pression d'huile due à la coupure du moteur 2. Sur le FDR le paramètre engine warning apparaît de nouveau.

14 h 43 min 43 s : ce gong, qui apparaît 0,7 s après le début de la sonnerie, fait partie de l'alarme feu sonore.

14 h 43 min 59,4 s : ce gong, qui apparaît 0,7 s après le début de la sonnerie, fait partie de l'alarme feu sonore.

14 h 44 min 26,6 s : pas d'hypothèse retenue.

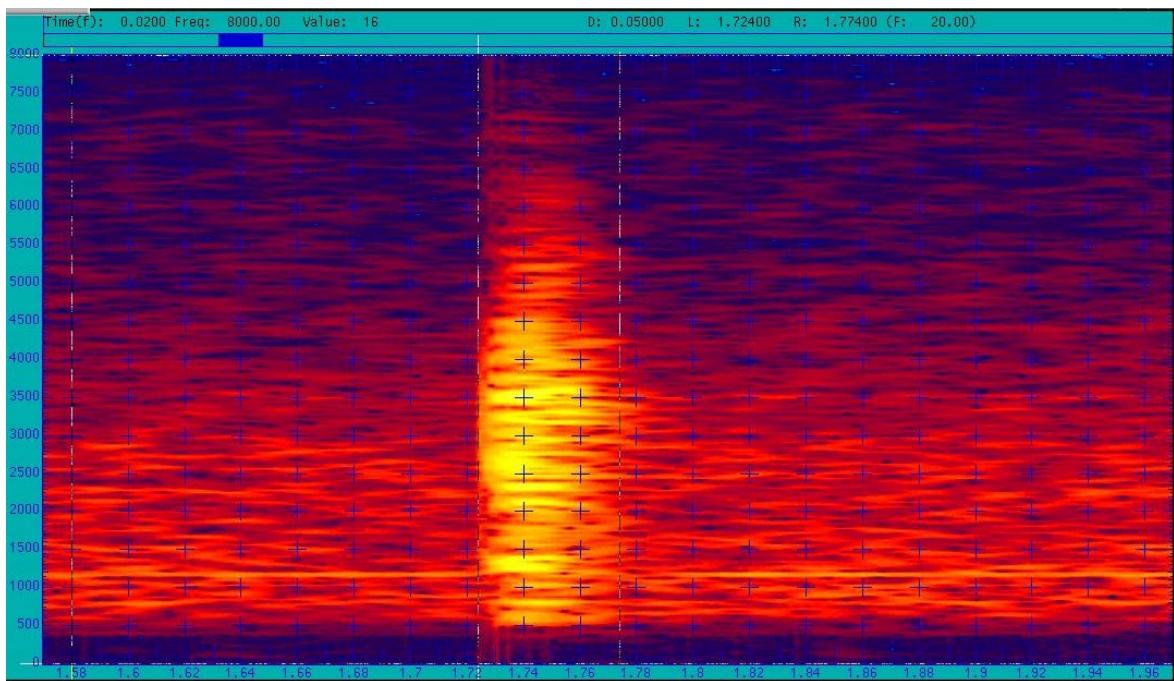
14 h 44 min 27 s : pas d'hypothèse retenue.

Remarque : deux gongs générés par deux systèmes différents mais séparés par moins de vingt millisecondes peuvent ne pas être distingués par l'analyse spectrale.

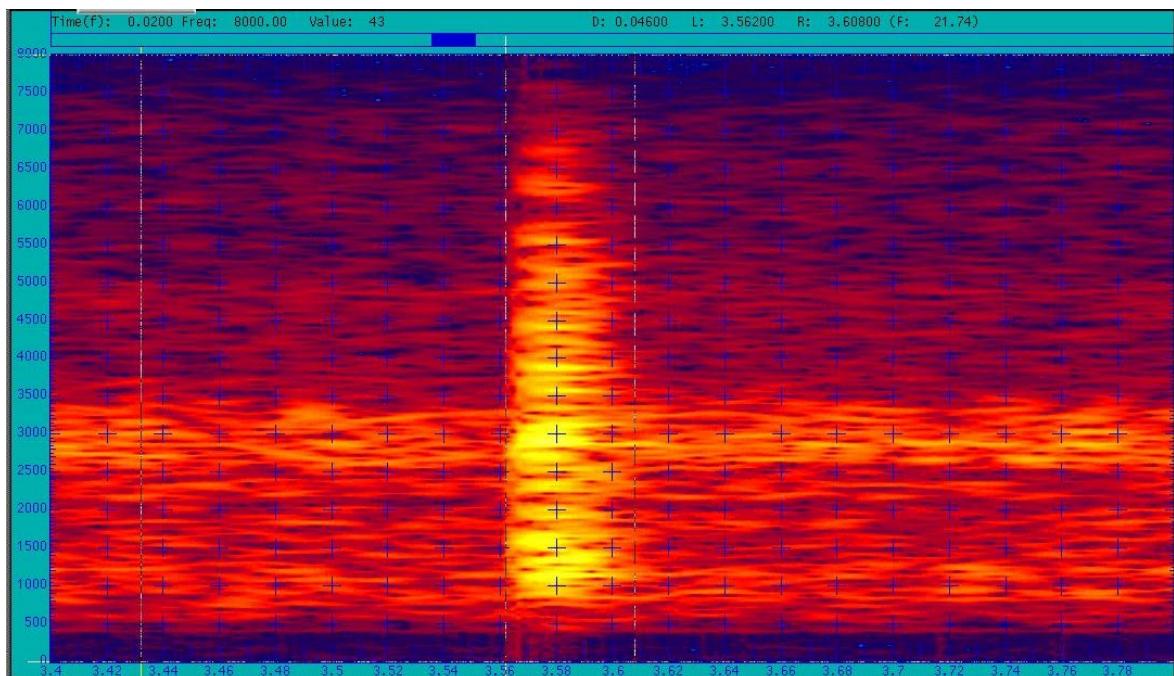
2 Bruits

- Bruit à 14 h 42 min 30,4 s

Ce bruit est identifié comme le « claquement » des manettes. La procédure normale, lors de la mise en puissance, est de mettre les manettes vers l'avant jusqu'à leur butée. Cette interprétation est cohérente avec les résultats issus du FDR. La comparaison des représentations temps-fréquence du signal enregistré sur le F-BTSC et de celui enregistré sur le F-BTSD est présentée ci-après.



Bruit sur le F-BTSC



Claquement des manettes lors d'une mise en poussée sur le F-BTSD

- Changement du bruit de fond à 14 h 42 min 31,3 s

Après le claquement des manettes, on a une augmentation du bruit de conditionnement d'air, associée à l'augmentation du bruit moteur. Il n'est pas possible de déterminer la vitesse de rotation des parties tournantes du moteur.

- Bruit d'interrupteur à 14 h 42 min 47,5 s

Lors du passage à soixante noeuds, l'interrupteur « Engine 4 take off N1 limiter »

change de position automatiquement. La synchronisation avec le FDR permet de confirmer ce mouvement d'interrupteur puisque l'aéronef passait bien les soixante nœuds lorsque ce bruit a été émis.

- Bruit à 14 h 42 min 55,1 s

L'origine de ce bruit n'a pas été identifiée.

- Bruit à 14 h 43 min 10,1 s

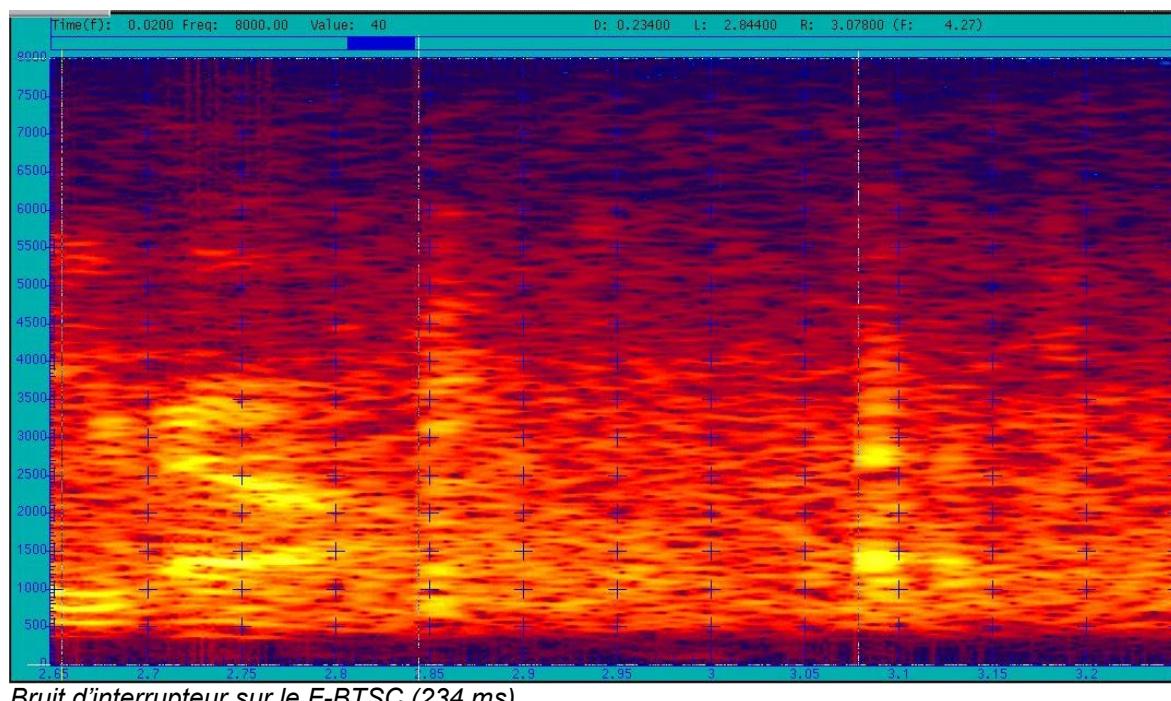
L'origine de ce bruit n'a pas été identifiée. Il est suivi d'un changement de bruit de fond qui n'a pas non plus pu être interprété.

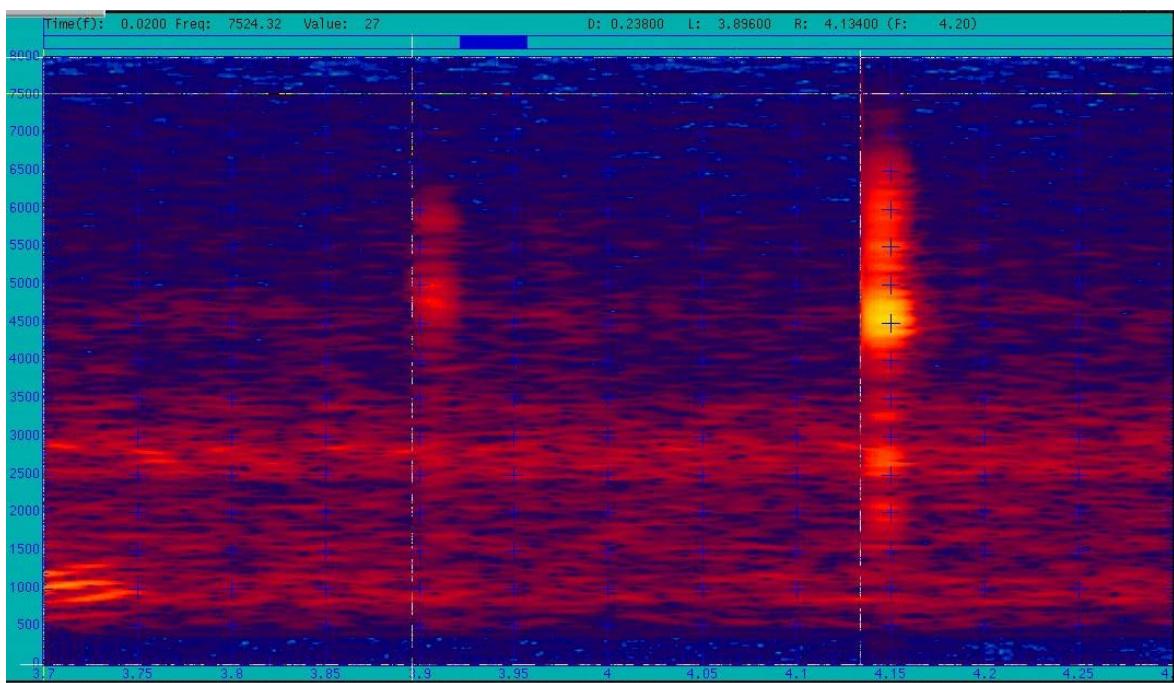
- Bruit à 14 h 43 min 16,1 s

L'origine de ce bruit n'a pas été identifiée.

- Bruit d'interrupteur à 14 h 43 min 21,3 s

La cadence et la perception auditive, ainsi que l'application des procédures, permettent d'identifier ce bruit comme étant le mouvement du sélecteur de TCU de « main » vers « alternate ». Les analyses temps-fréquence du bruit sur le F-BTSC et sur le F-BTSD sont présentées ci-après.

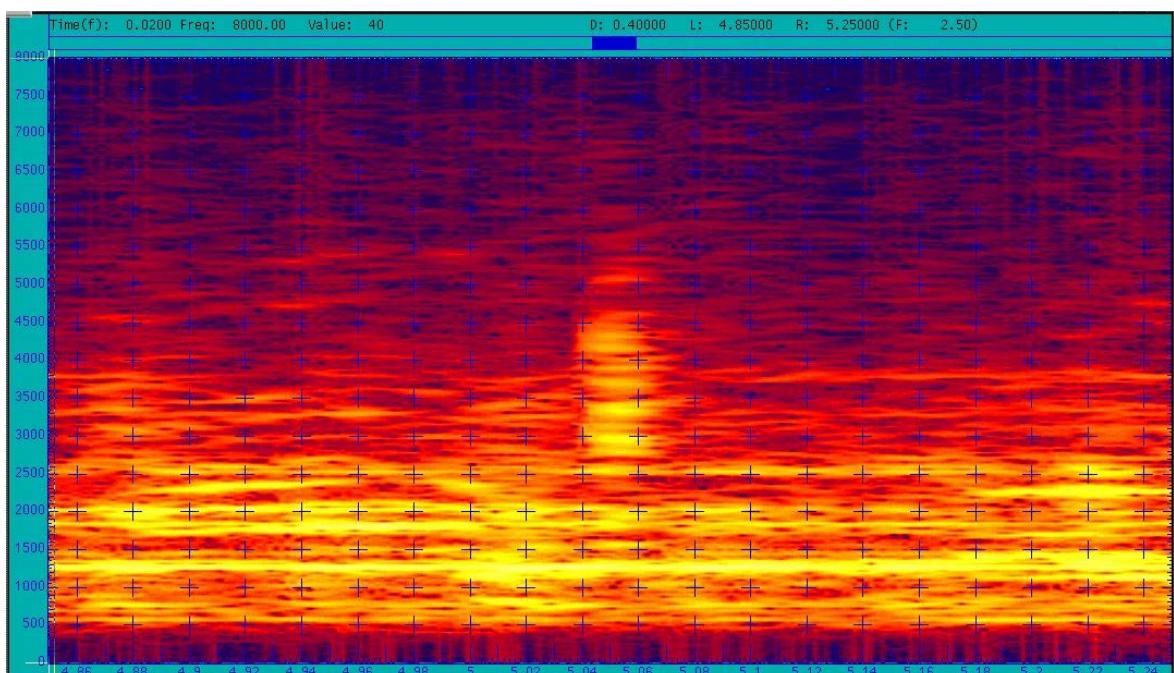




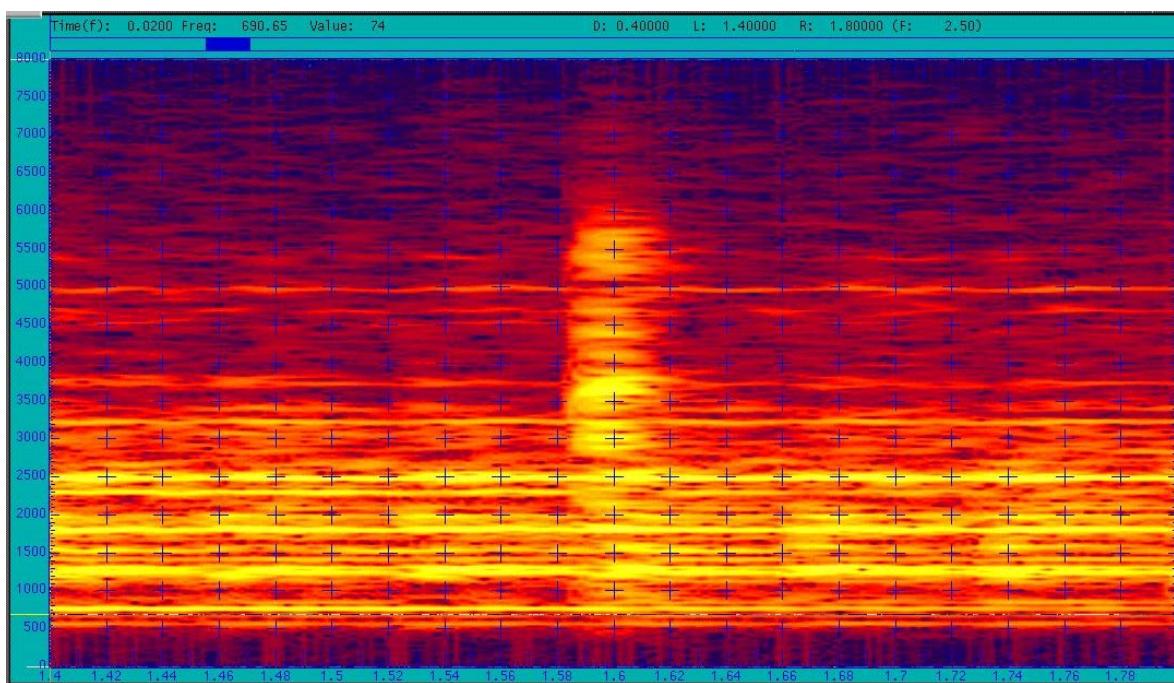
Bruit d'interrupteur sur le F-BTSD (238 ms)

- Bruit d'interrupteur à 14 h 43 min 26,2 s

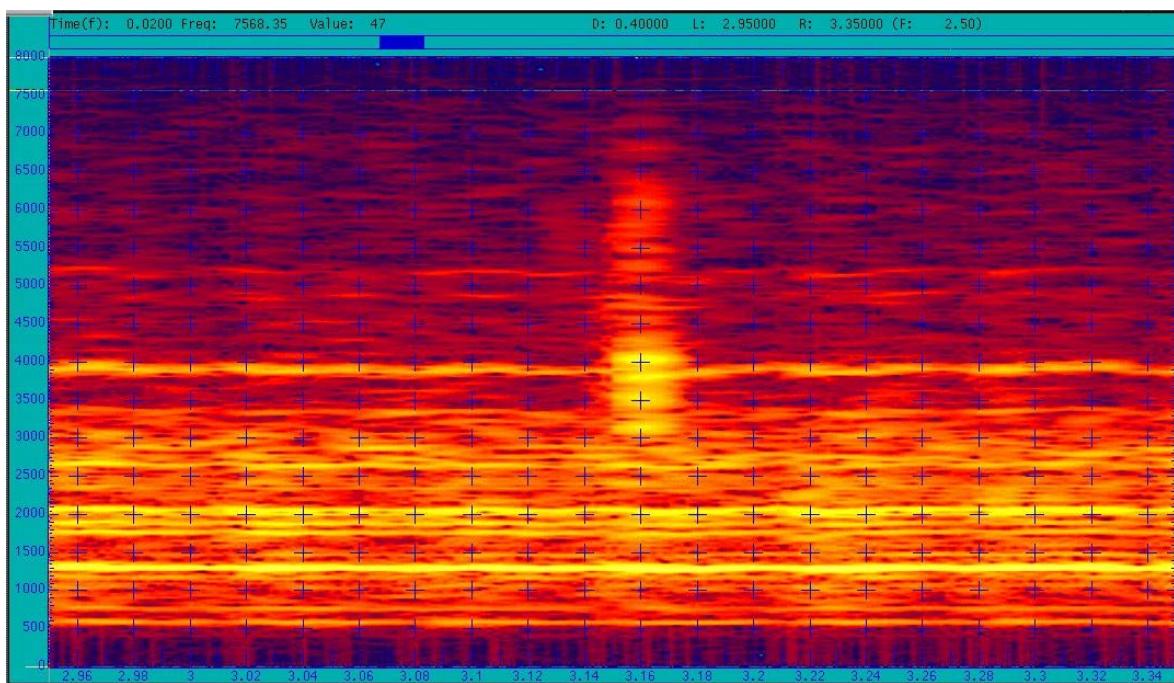
On constate sur le FDR une décroissance du régime moteur après ce bruit d'interrupteur. Quatre hypothèses existaient pour expliquer cette diminution de régime. La première était indépendante d'une action de l'équipage en poste, les trois autres étaient respectivement une action sur la manette, une coupure par mouvement du robinet HP ou la désélection de l'auto-manette. La représentation spectrale est très proche de celles d'une réduction de manette ou d'une coupure de robinet HP, sans qu'il soit possible de les distinguer. Les analyses temps-fréquence du bruit sur le F-BTSC et sur le F-BTSD sont présentées ci-après.



Bruit d'interrupteur sur le F-BTSC



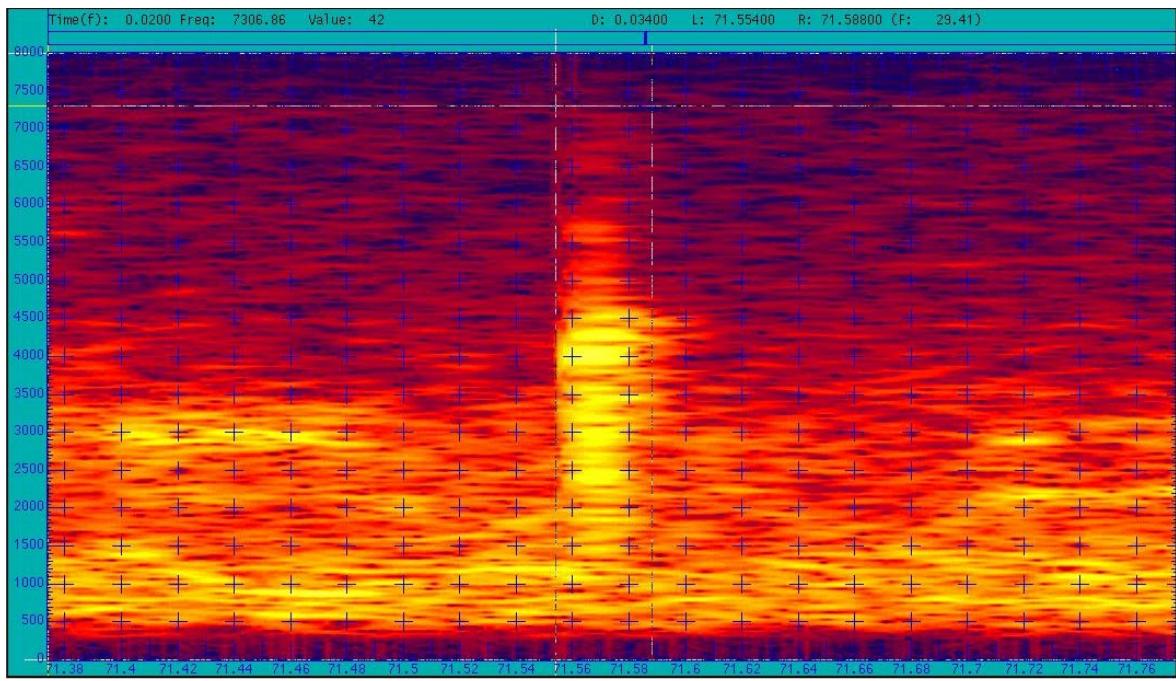
Déplacement de la manette vers la position ralenti sur le F-BTSD



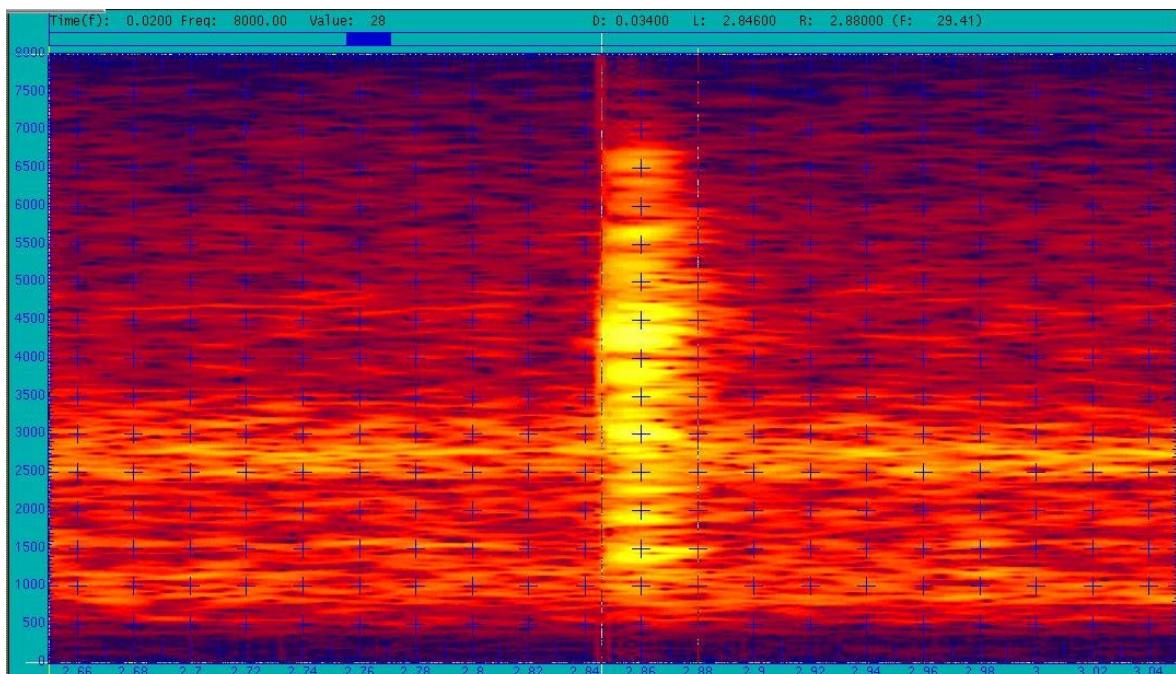
Coupe du robinet HP sur le F-BTSD

- Bruit d'interrupteur à 14 h 43 min 27,5 s

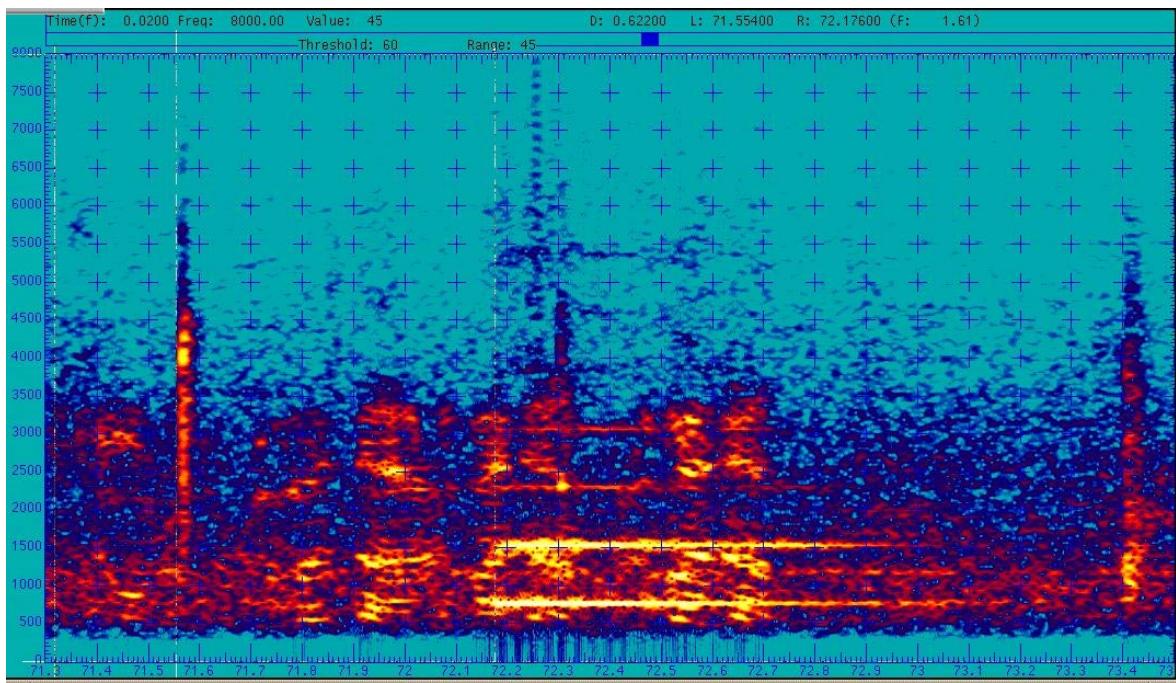
Plusieurs éléments ont permis d'identifier le basculement automatique des palettes des trims électriques de tangage : des pics d'énergie approximativement aux mêmes fréquences, la durée du signal puis le temps entre le bruit d'interrupteur et l'apparition d'un gong, 0,7 à 0,8 s plus tard. Les analyses temps-fréquence du bruit sur le F-BTSC et sur le F-BTSD sont présentées ci-après.



Bruit sur le F-BTSC



Basculement des palettes des trims électriques de tangage sur le F-BTSD



Distance entre le bruit d'interrupteur et l'apparition sonore d'un gong

- Bruit d'interrupteur à 14 h 43 min 29,3 s
- La représentation spectrale la plus proche de celle de ce bruit correspond à l'actionnement de la manette coupe-feu. Le bruit à 14 h 43 min 44,7 s confirme cette action.
- Bruit à 14 h 43 min 37,3 s

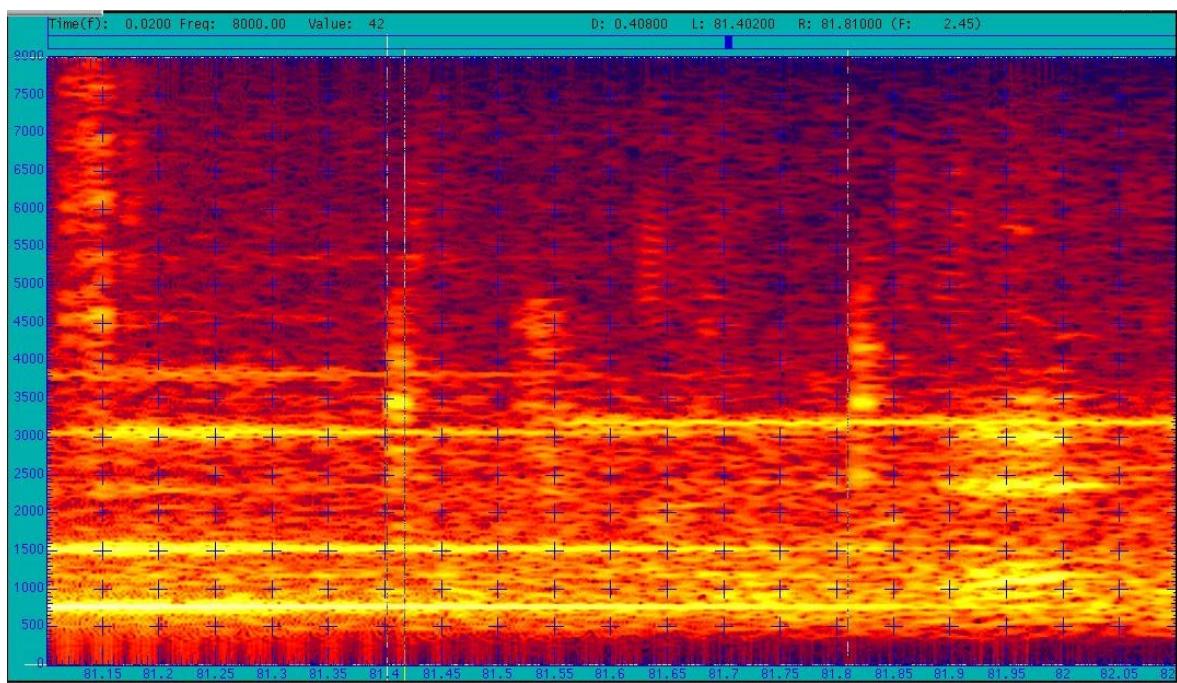
L'origine de ce bruit n'a pas été identifiée.

- Bruit à 14 h 43 min 38,4 s

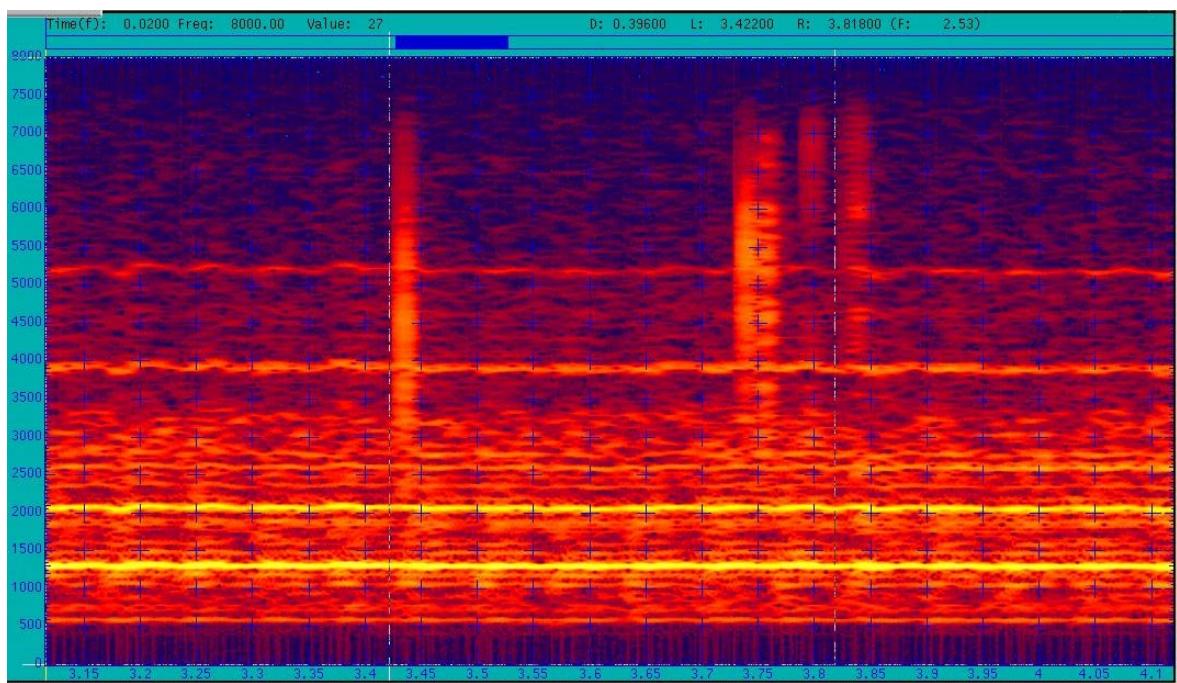
L'origine de ce bruit n'a pas été identifiée.

- Bruit d'interrupteur à 14 h 43 min 44,7 s

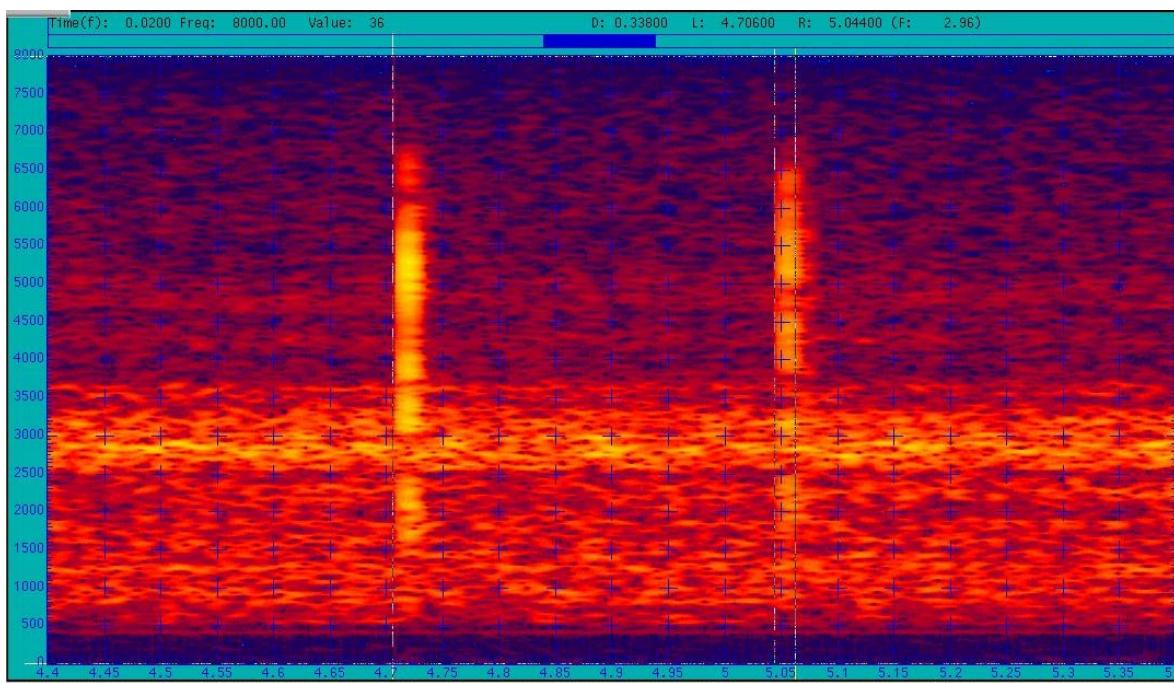
Ce bruit est similaire à l'activation du bouton poussoir « first shot » qui correspond à la percussion des extincteurs dans les moteurs. Cette action ne peut être effectuée que si la poignée coupe-feu a été tirée. La cadence entre les deux pics d'énergie qui composent le bruit est caractéristique de l'action sur ce poussoir ou, plus précisément, de la destruction d'un opercule qui couvre le bouton. Dans les trois analyses temps-fréquence présentées ci-dessous, ce temps est de 0,35 à 0,4 s.



Bruit sur le F-BTSC (408 ms)



First shot activé sur le F-BTSD avec l'alarme feu (396 ms)



First shot activé sur le F-BTSD sans l'alarme feu (338 ms)

- Bruit à 14 h 43 min 53,0 s

L'origine de ce bruit n'a pas été identifiée.

- Bruit à 14 h 44 min 10,5 s

L'origine de ce bruit n'a pas été identifiée.

- Bruits d'interrupteurs entre 14 h 44 min 24 s et 14 h 44 min 27,5 s

On perçoit six bruits de mouvement d'interrupteur. Tous n'ont pas pu être identifiés. Deux ou trois paraissent cependant être des mouvements de manettes moteur ou des coupures de robinet HP.

TRANSCRIPTION DU CVR

AVERTISSEMENT

Ce qui suit représente la transcription des éléments qui ont pu être compris au cours de l'exploitation de l'enregistreur phonique (CVR). Cette transcription comprend les échanges entre les membres de l'équipage, les messages de radiotéléphonie, et des bruits divers correspondant par exemple à des manœuvres de sélecteurs ou à des alarmes.

L'attention du lecteur est attirée sur le fait que l'enregistrement et la transcription d'un CVR ne constituent qu'un reflet partiel des événements et de l'atmosphère d'un poste de pilotage. En conséquence, l'interprétation d'un tel document requiert la plus extrême prudence.

Les voix des membres d'équipage sont entendues par l'intermédiaire du microphone d'ambiance. Elles sont placées dans des colonnes séparées par souci de clarté. Une colonne est dédiée aux autres voix, bruits et alarmes, également entendus par l'intermédiaire du microphone d'ambiance.

GLOSSAIRE

Temps UTC	La transcription du rapport préliminaire était en 25 ^{èmes} de seconde. Pour une lecture plus aisée, les données sont maintenant présentées en dixièmes de seconde.
Temps FDR	Temps généré enregistré par le FDR en secondes et dixièmes de seconde.
CAM	Microphone d'ambiance.
Ctl	Centre de contrôle de la fréquence utilisée
PL	Pompier Leader
PNC	Personnel Navigant de Cabine
VS	Voix synthétique de l'aéronef
⇒	Communication en direction du Contrôle, du sol et des PNC par l'interphone
?	Locuteur non identifié
()	Les mots ou groupes de mots placés entre parenthèses sont douteux
(*)	Mots ou groupes de mots non compris

Temps CVR UTC	Temps FDR	Commandant de Bord	Officier Pilote de Ligne	Officier Mécanicien Navigant	Microphone d'ambiance	VHF, Interphone, Public Address	Observations et bruits alarmes.
14 h 12 min 23 s			<i>DEBUT D'ENREGISTREMENT</i>				
	39 min 04 s	alors c'est un décollage... à la masse maxi décollage cent quatre-vingt-cinq tonnes cent ce qui fait quatre réchauffes avec un N2 mini de cent trois et un N2 de panne de quatre-vingt-dix-huit					
	39 min 21 s	entre zéro et cent noeuds je stoppe pour toute alarme sonore le flash tyre					
	39 min 25 s						Ctl : Air France quarante-cinq quatre-vingt-dix contactez la Tour sur cent vingt décimale neuf
	39 min 29 s		↳ Cent vingt-neuf quarante-cinq quatre-vingt-dix bonsoir				
	39 min 35 s	le flash tyre et l'annonce panne de ta part hein					
	39 min 38 s	entre cent noeuds et V1 j'ignore le gong je stoppe pour le feu réacteur le flash tyre et l'annonce panne					
	39 min 45 s			oui			
	39 min 46 s	après V1 on continue la trajectoire sortie officielle on vient d'en parler on se repose en vingt-six droite					

Temps CVR UTC	Temps FDR	Commandant de Bord	Officier Pilote de Ligne	Officier Mécanicien Navigant	Microphone d'ambiance	VHF, Interphone, Public Address	Observations et bruits alarmes.
39 min 51 s		et la doc réduite est prête pour l'atterrissement en surcharge					
39 min 56 s						Ctl : Air France quarante-cinq quatre-vingt-dix bonjour	
39 min 58 s			⇒ Bonjour seuil vingt-six droite quarante-cinq quatre-vingt-dix				
14 h 40 min 01 s						Ctl : (*) quarante-cinq quatre-vingt-dix alignez vous piste vingt-six droite	
40 min 04 s			⇒ On s'aligne et on maintient sur la vingt-six droite quarante-cinq quatre-vingt-dix				
40 min 07 s		c'est prêt derrière?					
40 min 10 s				on y va			
40 min 11 s		⇒ P N C préparez vous pour le décollage					
40 min 16 s		check-list avant décollage					
40 min 19 s		on a consommé combien ?					
40 min 23 s				là on a huit cents kilos			
40 min 24 s		huit cents kilos?					
40 min 28 s		vu	pas de différence deuxième segment				
40 min 31 s		on n'est pas encore partis hein (*)					

Temps CVR UTC	Temps FDR	Commandant de Bord	Officier Pilote de Ligne	Officier Mécanicien Navigant	Microphone d'ambiance	VHF, Interphone, Public Address	Observations et bruits alarmes.
40 min 35 s		les freins cent degrés hein					
40 min 37 s				avant décollage take-off monitor			
40 min 39 s			armé				
40 min 40 s		armé					
40 min 41 s				les paramètres de déc...			
40 min 43 s				paramètres de décollage		PNC : cabine prête	
40 min 44 s							
40 min 45 s		écoute ils sont confirmés rien n'a changé					
40 min 47 s				paramètres antibruit confirmés voyant engine rating sur take-off			
40 min 55 s				N1 limiter quatre quatre-vingt-dix-huit quatre-vingt-huit ralenti sur high			
14 h 41 min 00 s				système central d'alarme			
41 min 01 s							
41 min 02 s		recall					
41 min 03 s		inhibit					
41 min 04 s			⇒ maintient position quarante-cinq quatre-vingt-dix				
41 min 05 s				le transpondeur			

Temps CVR UTC	Temps FDR	Commandant de Bord	Officier Pilote de Ligne	Officier Mécanicien Navigant	Microphone d'ambiance	VHF, Interphone, Public Address	Observations et bruits alarmes.
41 min 08 s				je le lâche			
41 min 09 s				température de freins vérifiés cent cinquante le centrage est à cinquante... quatre deux			
41 min 17 s				réchauffe quatre blanches dégivrage			
41 min 19 s		d'accord					
41 min 20 s		c'est plus chaud à gauche ou à droite là?					
41 min 28 s				tu sais ça se vaut			
41 min 30 s			combien le max ?				
41 min 32 s				là on est à cent cinquante			
41 min 33 s			ouais ça monte vite sur ce taxiway là faut faire gaffe				
41 min 45 s		donc la sortie hein vers dans l'axe vers cent					
41 min 47 s			dans l'axe niveau cent				
41 min 55 s				centrage cinquante-quatre			
14 h 42 min 08 s				(*)			
42 min 17 s	97547,5						Ctl : Air France quarante-cinq quatre-vingt-dix piste vingt-six droite vent zéro quatre-vingt-dix-huit noeuds autorisé décollage
42 min 21,6 s	97552,1		⇒ quarante-cinq quatre-vingt-dix décolle vingt-six droite				
42 min 23,3 s	97553,8				Bruit de sélecteur		

Temps CVR UTC	Temps FDR	Commandant de Bord	Officier Pilote de Ligne	Officier Mécanicien Navigant	Microphone d'ambiance	VHF, Interphone, Public Address	Observations et bruits alarmes.
42 min 24,8 s	97555,3	est-ce que tout le monde est prêt					
42 min 25,8 s	97556,3		oui				
42 min 26 s	97556,5			oui			
42 min 26,6 s	97557,1	vers cent V1 cent cinquante					
42 min 28,8 s	97559,3	(*)					
42 min 30,4 s	97560,9				Bruit de sélecteur		Claquement des manettes
42 min 31 s	97561,5	top					
42 min 31,3 s	97561,8				Changement de bruit de fond		Augmentation du débit d'air conditionné et augmentation du régime moteur
42 min 35,3 s	97565,8					(?) vas y Christian	
42 min 37,4 s	97567,9					Deux coups d'alternat	
42 min 43,3 s	97573,8			on a quatre réchauffes			
42 min 47,5 s	97578				Bruit de sélecteur		Mouvement de sélecteur automatique au passage des 60 kt
42 min 54,6 s	97585,1		cent nœuds				
42 min 55,1 s	97585,6				Bruit		
42 min 55,5 s	97586	vérifié					
42 min 57 s	97587,5			quatre vertes			
43 min 03,7 s	97594,2		V1				
43 min 10,1 s	97600,6				Bruit		

Temps CVR UTC	Temps FDR	Commandant de Bord	Officier Pilote de Ligne	Officier Mécanicien Navigant	Microphone d'ambiance	VHF, Interphone, Public Address	Observations et bruits alarmes.
43 min 11 s	97601,5				Changement de bruit de fond		
43 min 11,9 s	97602,4	(*)					
43 min 13 s	97603,5		Attention				
43 min 13,4 s	97603,9						
43 min 13,8 s	97604,3						
43 min 16,1 s	97606,6				Fin du changement de bruit de fond		
43 min 16,4 s	97606,9			(stop)	Bruit de sélecteur		
43 min 18,8 s	97609,3		↔ bien reçu				
43 min 20,4 s	97610,9				panne mot panne moteur deux		
43 min 21,3 s	97611,8						
43 min 22,8 s	97613,3						
43 min 23,5 s	97614						
43 min 24,8 s	97615,3						
43 min 25,8 s	97616,3	procédure feu réacteur					
43 min 26,2 s	97616,7						
43 min 26,8 s	97617,3						
43 min 27,2 s	97617,7						
43 min 27,5 s	97618						
43 min 28,2 s	97618,7		attention le badin le badin le badin				

Temps CVR UTC	Temps FDR	Commandant de Bord	Officier Pilote de Ligne	Officier Mécanicien Navigant	Microphone d'ambiance	VHF, Interphone, Public Address	Observations et bruits alarmes.
43 min 28,7 s	97619,2				Bruit de sélecteur	(?) ça brûle bien et je suis pas sur que ça vienne du moteur	
43 min 29,3 s	97619,8						Poignée coupe feu activée
43 min 30 s	97620,5	train sur rentré					
43 min 31,6 s	97622,1			le train		Ctl : quarante-cinq quatre-vingt-dix vous avez de fortes flammes derrière vous	
43 min 32 s	97622,5				Alarme		Détection fumée toilette
43 min 32,6 s	97623,1						
43 min 34,5 s	97625		⇒ oui bien reçu			Début réception d'un Middle Marker	
43 min 34,7 s	97625,2						
43 min 35,5 s	97626			le train (Jean)			
43 min 37 s	97627,5				Gong		
43 min 37,3 s	97627,8				Bruit	Ctl : donc faite à votre convenance vous avez la priorité pour le retour sur le terrain	
43 min 37,7 s	97628,2			train	Bruit		
43 min 38,4 s	97628,9		non				
43 min 39 s	97629,5	train rentre					
43 min 41,2 s	97631,7		⇒ bien reçu				
43 min 42,3 s	97632,8				Sonnerie		Alarme feu
43 min 43 s	97633,5				Gong		
43 min 44,7 s	97635,2				Trois bruits de sélecteur		
43 min 45,6 s	97636,1		(j'essaye)	je percute			
43 min 46,3 s	97636,8	(est-ce que) tu coupes le réacteur deux là			Fin alarme détection fumée		
43 min 48,2 s	97638,7			j'ai coupé			
43 min 49,3 s	97639,8					Fin réception Middle Marker	

Temps CVR UTC	Temps FDR	Commandant de Bord	Officier Pilote de Ligne	Officier Mécanicien Navigant	Microphone d'ambiance	VHF, Interphone, Public Address	Observations et bruits alarmes.
43 min 49,9 s	97640,4		le badin		Bruit		
43 min 53 s	97643,5				Fin sonnerie		
43 min 54,8 s	97645,3				Sonnerie		Alarme feu
43 min 56,7 s	97647,2		le train ne rentre pas		(VS) whoop whoop pull up		Alarme GPWS
43 min 58,6 s	97649,1				Gong		Alarme GPWS
43 min 59,1 s	97649,6				(VS) whoop whoop pull up		Alarme GPWS
43 min 59,4 s	97649,9				(VS) whoop whoop pull up		Alarme GPWS
44 min 00,6 s	97651,1						
44 min 00,7 s	97651,2		le badin				
44 min 02 s	97652,5						Alarme GPWS
44 min 03 s	97653,5						
44 min 05,2 s	97655,7						
44 min 10,5 s	97661				Bruit de sélecteur		
44 min 12 s	97662,5	(*)					
44 min 13,2 s	97663,7						
44 min 14,6 s	97665,1		Le Bourget Le Bourget				
44 min 16,5 s	97667	(trop tard)					

Temps CVR UTC	Temps FDR	Commandant de Bord	Officier Pilote de Ligne	Officier Mécanicien Navigant	Microphone d'ambiance	VHF, Interphone, Public Address	Observations et bruits alarmes.
44 min 18,1 s	97668,6					Ctl : Pompier leader correction le Concorde retourne sur la piste zéro neuf en sens inverse	
44 min 19,8 s	97670,3	(pas l'temps non)					
44 min 22,8 s	97673,3		⇒ Négatif on essaye Le Bourget				
44 min 24,7 s	97675,2				Bruit de sélecteur		
44 min 25,1 s	97675,6				Bruit de sélecteur		
44 min 25,4 s	97675,9				Bruit de sélecteur		
44 min 26,2 s	97676,7				Bruit de sélecteur		
44 min 26,4 s	97676,9				Gong	PL : De Gaulle tour du pompier leader vous pouvez me donner la situation du Concorde là	
44 min 26,6 s	97677,1				Gong et bruit de sélecteur		
44 min 27 s	97677,5				Bruit de sélecteur et début de mouvement d'objets en poste		
44 min 27,5 s	97678						
44 min 29 s	97679,5	(*)					Ces sons font penser à des bruits d'effort
44 min 30 s	97680,5	(*)					
44 min 30,7 s	97681,2	(*)					
14 h 44 min 31,6 s	97682,1						

FIN D'ENREGISTREMENT