



*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'ÉTAPE (15/12/2000)

f-sc000725e

A V E R T I S S E M E N T

Le présent document fait le point sur l'avancement de l'enquête technique au 15 décembre 2000 et complète le rapport préliminaire publié par le BEA le 31 août 2000. Seuls des paragraphes actualisés ou nouveaux y figurent et leur numérotation est la même que celle du rapport préliminaire.

L'enquête est toujours en cours, tous les examens de pièces ne sont pas terminés et certains points pourront encore évoluer. Bien que des indications soient données sur l'objectif de certains examens ou études, 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 ou incidents.

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	4
SYNOPSIS	5
POINT SUR L'ENQUÊTE	6
ERRATUM AU RAPPORT PRELIMINAIRE	8
PARAGRAPHES COMPLETES	9
<i>(le numéro de paragraphe correspond à celui du rapport préliminaire)</i>	9
10.2 Inspections de piste	9
10.2.1 Réglementation	9
10.2.2 Les inspections du 25 juillet 2000	9
11.3.2 Les moteurs	10
16.4 Evénements antérieurs	11
16.4.1 Caractérisation des événements	11
16.4.2 Evénements ayant occasionné des dégâts structuraux aux réservoirs	12
16.4.2.1 Accident du 14 juin 1979 à Washington	14
16.4.2.2 Autres événements	15
16.4.3 Eléments statistiques	16
NOUVEAUX PARAGRAPHES	18
<i>(ces paragraphes complètent le rapport préliminaire)</i>	18
12.3.5 Examen des trains d'atterrissage	18
16.6 Lamelle métallique retrouvée sur la piste	19
16.6.1 Constatations sur l'avion	20
16.6.2 Documentation du constructeur	22
16.6.3 Maintenance	22
16.7 Mécanisme de rupture du réservoir 5	23
16.8 Origine possible de la combustion	24
Allumage et propagation de la flamme	25
Stabilisation et accrochage de la flamme	25
Estimation du débit de combustible	26
16.9 Observations sur les propulseurs	27
16.9.1 Moteur n° 1 S/N CBE 031	27
16.9.2 Moteur n° 2 S/N CBX 115	28
18.1 Certification des trains et des pneumatiques	28
18.1.1 Généralités	28
18.1.1.1 Exigences sur les pneumatiques	29
18.1.1.2 Exigences sur les trains	29
18.1.2 Justifications apportées lors de la certification	29
PREMIERS ELEMENTS D'ANALYSE : DEROULEMENT DU VOL	30
ANNEXE EVENEMENTS ANTERIEURS	36

Glossaire

AAIB	Air Accidents Investigation Branch
ASDA	Accelerate Stop distance Available
BP	Basse pression
CAS	Computed Airspeed
CN	Consigne de navigabilité
CVR	Enregistreur phonique Cockpit Voice Recorder
EGT	Exhaust Gas Temperature
FD	Directeur de vol - Flight Director
FDR	Enregistreur de paramètres - Flight Data Recorder
FF	Fuel Flow
FOD	Foreign Object Damage
ft	Pied(s)
GPWS	Avertisseur de proximité du sol Ground Proximity Warning System
HP	Haute Pression
hPa	Hectopascal
kt	Nœuds
N1	Vitesse de rotation de l'ensemble Basse Pression
N2	Vitesse de rotation de l'ensemble Haute Pression
Nx	Accélération longitudinale (en g)
OMN	Officier Mécanicien Navigant
OPL	Officier Pilote de Ligne
P7	Pression de sortie tuyère (en Psi)
PFCU	Power Flight Control Unit - Servo commande de puissance
Psi	Pounds per Square Inch
TCU	Throttle Control Unit
TODA	Take Off Distance Available
TORA	Take Off Run Available
VR	Vitesse de Rotation
Vzrc	Vitesse de taux de montée nul (Zero rate of climb)

SYNOPSIS

Date de l'accident

Le mardi 25 juillet 2000 à 14 h 44¹

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 du train gauche passe sur une lamelle métallique tombée d'un autre avion, se détériore et des morceaux de pneu sont projetés contre la structure. Un feu important se déclare sous la voilure gauche. Des problèmes apparaissent peu après sur le moteur 2 et momentanément sur le moteur 1. L'avion 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, l'avion vole pendant environ une minute. Le moteur 1 perd alors sa poussée, l'incidence et l'inclinaison augmentent fortement puis la poussée des moteurs 3 et 4 diminue brutalement. L'avion s'écrase sur un hôtel au lieu-dit La Patte d'Oie de Gonesse.

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

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 métropolitaine le jour de l'accident.

POINT SUR L'ENQUÊTE

Après la publication du rapport préliminaire le 31 août 2000, l'enquête s'est poursuivie, toujours 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.

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 rapport d'étape. Plusieurs de ses membres ont participé aux travaux du BEA.

Quatre groupes de travail ont remplacé ceux de l'organisation initiale :

- Épave.
- Conduite du vol et performance avion.
- Événements antérieurs, certification et réglementation.
- Recherches techniques.

Les travaux sur l'épave se poursuivent, particulièrement sur la partie gauche (baie sèche, voilure, puits de train) dont les débris ont été regroupés et sont examinés et repositionnés, avec des retards dus entre autres à la présence d'amiante.

Des recherches ont été entreprises sur les causes de la fuite de carburant, et sur l'allumage et le développement de l'incendie.

Les examens des moteurs, des débris de pneumatique, des morceaux du réservoir 5 et des trains d'atterrissage se déroulent dans le cadre de l'instruction judiciaire et sont soumis aux contraintes de cette procédure. Le BEA participe à ces examens. L'examen du panneau mécanicien a été demandé.

Des enquêteurs français et américains ont pu inspecter l'avion qui avait perdu la lamelle métallique à l'origine de l'entaille du pneumatique.

A ce stade de l'enquête, le scénario suivant semble se confirmer :

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 avant. Cette lamelle entaille le pneu de la roue n° 2 du train d'atterrissage gauche selon un processus qui reste encore à déterminer. 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 de l'onde de choc à travers le kérosène. Une fuite importante en résulte. Le kérosène qui fuit est brassé dans la turbulence du train d'atterrissage et prend feu. Les causes de cette inflammation sont encore en cours d'étude. Les moteurs 1 et 2 sont alors fortement perturbés, soit par une ingestion de morceaux de pneumatique ou d'autres éléments de l'avion, soit plutôt par la fuite même de kérosène et/ou par

les gaz chauds résultant de l'inflammation de celui-ci. 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 annonce quelques instants plus tard la coupure de ce moteur. L'avion vole à une vitesse faible et reste à faible altitude. L'équipage constate que le train d'atterrissage ne rentre pas, cette non rentrée du train pouvant s'expliquer soit par la dégradation de circuits à la suite de chocs dus à la destruction du pneu, soit par son exposition à la flamme. L'équipage évoque un possible atterrissage sur le terrain du Bourget. La perte de poussée du moteur 1 qui se produit quelques secondes plus tard résulte probablement de l'ingestion d'un mélange gaz chauds/kérosène et des dommages internes provoqués par les ingestions précédentes. 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 latérale, du déséquilibre profond poussée-traînée et, peut-être des dégâts structuraux dus au feu. La poussée des moteurs 3 et 4 diminue brutalement par distorsion de la veine d'air. L'avion s'écrase.

ERRATUM AU RAPPORT PRELIMINAIRE

emplacement	correction
page 2 - 1 ^{er} §	Lire : ...points qui y sont t abordés...
page 5 - Glossaire	ASDA : lire : Accelerate Stop Distance Available BEA : lire : Bureau Enquêtes- Accidents CAS : lire : Computed Airspeed CG : lire : Center of Gravity FD : lire : Directeur de vol
page 6 - Glossaire	PFCU : lire : Power Flight Control Unit Psi : lire : Pounds s per Square Inch TCAS : lire : Terminal Traffic Alert and Collision Avoidance System TODA : lire : Take Off Runway Distance Available TORA : lire : Take Off Run Runway Available
page 11 - § 5.1.2	Heures de vol comme instructeur, Lire : elles ne sont pas comptabilisées en-deçà de après de 1997...
page 12 - § 5.2.2	Dernier paragraphe, Lire : Femme, 49 ans
page 13 - § 5.2.2	Première ligne, Lire : Femme, 27 ans
page 15 - § 6.2.2	Lire : ... circuit vert pour la sortie du train.
page 19	Supprimer la première ligne.
page 21 - § 6.6	Lire : au roulage 186 880 kg au décollage 185 070 kg
page 25 - § 9.2.4	Lire : ...piste 26 droite vent 090 8 kt...
page 28	Lire : - il y avait des traces noires sur la bande...
page 31 - § 11.3.1	Lire : ...par Air France et EADS.
page 36 - § 12.1.1	Légende de la photographie, Lire : Pièce située sur la ligne 466 157 ...
page 41 - § 12.2	Lire : ...ont ainsi été identifi és :
page A17 - annexe 4	Lire : Control Column Position (deg) (+ Nose Down)
page A3 – annexe 2	Lire : Début d'enregistrement : 14 h 12 min 23 s

PARAGRAPHES COMPLETES

(le numéro de paragraphe correspond à celui du rapport préliminaire)

10.2 Inspections de piste

10.2.1 Réglementation

La surveillance de l'état de l'aire de mouvement² des aérodrômes français découle des normes et pratiques recommandées de l'Annexe 14 à la Convention de Chicago.

Pour un aéroport de l'importance de Paris Charles de Gaulle, l'OACI recommande d'effectuer des inspections au moins deux fois par jour pour surveiller l'état de l'aire de mouvement et de communiquer sur des questions intéressant l'exploitation ou influant sur les performances des aéronefs.

Le Manuel OACI des Services d'Aéroport, édition de 1983, 8^{ème} partie - Exploitation, et le Manuel OACI sur les systèmes de guidage et de contrôle de la circulation de surface (SMGCS) contiennent également des éléments indicatifs sur les inspections quotidiennes de l'aire de mouvement.

La note 10/AD/98 d'Aéroports de Paris prévoit trois inspections quotidiennes en plus de l'inspection balisage : avant 07 h 00, vers 14 h 00 et vers 21 h 00 locales.

10.2.2 Les inspections du 25 juillet 2000

Le 25 juillet vers 04 h 30³, une inspection de la piste a été réalisée en deux passages par un flyco du contrôle de piste. Rien n'a été signalé.

Vers 14 h 30, une inspection partielle de la piste a été effectuée par un flyco au voisinage de la voie W2 à la suite d'une suspicion de collision aviaire.

Entre 14 h 35 et 15 h 10, un exercice avec plusieurs véhicules de pompiers s'est déroulé sur les pistes 26 droite et 26 gauche. Compte tenu de cet exercice, l'inspection de piste prévue vers 15 h 00 a été reportée. Elle n'avait pas été effectuée au moment du décollage du Concorde (16 h 42 min 30 s).

*

* *

² Aire de mouvement : Partie d'un aéroport qui est utilisée pour les décollages, les atterrissages et la circulation en surface des aéronefs. Elle comprend l'aire de manœuvre et les aires de trafic.

³ Les heures de ce paragraphe sont des heures locales.

11.3.2 Les moteurs

Ce paragraphe présente l'exploitation des paramètres moteurs, cohérente avec les observations faites lors du démontage des moteurs (cf. § 16.9). 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 calculés ont été arrondis à la seconde la plus proche.

Remarque : Les données vitesses de rotation des moteurs (N1 pour le compresseur basse pression et N2 pour le compresseur haute pression) montrent un décalage par rapport à la valeur théorique, identique sur les quatre moteurs. On peut considérer qu'il est représentatif d'une erreur sur les valeurs enregistrées. Les commentaires qui suivent admettent qu'il en est ainsi.

La mise en puissance des moteurs et leur comportement pendant la phase initiale de décollage, jusqu'au temps 97602, sont normaux sur les quatre moteurs avec une accélération longitudinale (Nx) de 0,268g.

A partir du temps 97603 (soit 14 h 43 min 12 s), des modifications significatives apparaissent sur les moteurs 1 puis 2. L'évolution des paramètres N1 et N2, température, débit carburant et P7⁴ indiquent une décélération légère sur le moteur 1 et forte sur le 2. C'est au temps 97603 que le Nx est enregistré à sa valeur minimale de 0,133g. Au temps 97604, le cap dévie vers la gauche (2°/s) et en réaction la déflexion du palonnier augmente à droite. C'est dans cet intervalle de temps que la tour signale des flammes à l'arrière de l'avion et que les voyants verts (GO LIGHTS) des moteurs 1 et 2 s'éteignent.

Au temps 97606, le moteur 1 a récupéré environ 90 % de sa poussée. On constate au temps 97608 que son voyant GO LIGHT est rallumé.

Au temps 97607, le paramètre P7 du moteur 2 est tombé à 17,30 Psi (pour une valeur nominale d'environ 42) et le débit carburant indique 0,95 t/h (pour une valeur nominale d'environ 23 t/h). Ce débit carburant est inférieur au débit ralenti et proche du débit minimum que peut commander la régulation à la suite d'un dépassement de l'EGT limite ou d'une diminution brutale du N2.

Au temps 97610, les paramètres du moteur 1 sont proches de la normale. Les voyants GO LIGHTS s'éteignent sur les moteurs 1, 3 et 4 (c'est une conséquence normale de la détente de l'amortisseur du train principal gauche).

Vers le temps 97613, l'alarme feu du moteur 2 retentit.

Au temps 97614, les paramètres du moteur 1 montrent une décélération importante. Le N2 est tombé à 74,8 % et le débit carburant est proche du débit de ralenti.

Au temps 97615, les paramètres du moteur 2 sont enregistrés en légère diminution alors qu'ils augmentaient quatre secondes auparavant. Dans l'enregistrement CVR, l'OMN annonce « coupe le moteur 2 ». Un bruit similaire à celui d'une poignée coupe-feu est entendu quatre secondes plus tard.

⁴ Ce paramètre caractérise la poussée du moteur.

Au temps 97618, le régime N2 du moteur 2 passe en dessous de 58 %. Dans la même seconde, les paramètres du moteur 1 sont en amélioration, le N2 atteint 89,7 %. Les paramètres du moteur 3 puis du moteur 4 montrent à partir du temps 97620 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.

Au temps 97619, le paramètre enregistré débit carburant du moteur 2 prend la valeur⁵ zéro. Les N1 et N2 sont normaux pour un moteur en autorotation dans ces conditions de vol.

Au temps 97626, le moteur 1 a également atteint un régime N2 de CONTINGENCY, toutefois la P7 indique une poussée de l'ordre de celle délivrée par un moteur plein gaz avec réchauffe sans CONTINGENCY.

Vers les temps 97632 et 97633, une deuxième alarme feu du moteur 2 et le gong associé sont entendus.

Vers le temps 97649, l'alarme feu du moteur 2 et le gong associé retentissent pour la troisième fois alors que cette alarme s'était arrêtée quatre secondes auparavant. L'alarme durera jusqu'à l'arrêt de l'enregistrement.

Aux temps 97650 et 97658 le débit carburant et la P7 du moteur 1 donnent des signes de fluctuation. Au temps 97662, les paramètres de ce moteur diminuent fortement. A partir du temps 97676, les paramètres des moteurs 3 et 4 montrent également une décélération importante.

*
* *

16.4 Evénements antérieurs

16.4.1 Caractérisation des événements

Une recherche a été menée pour retrouver des incidents ayant mis en jeu les pneumatiques ou les trains du Concorde depuis son entrée en service. Les informations collectées pour établir la liste des événements proviennent des archives d'EADS, Air France, British Airways, BEA, AAIB, DGAC, CAA, Dunlop.

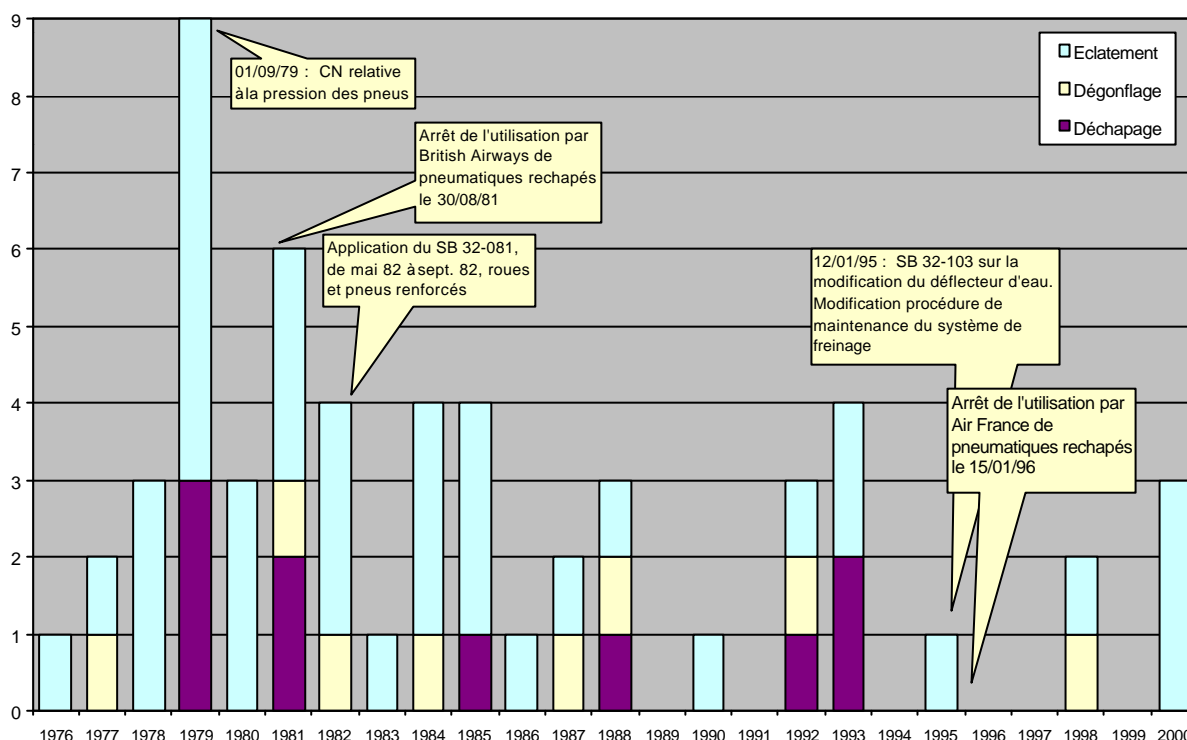
La liste en annexe fait apparaître les événements provenant d'au moins deux sources différentes pour lesquels des rapports ou des informations détaillées existent.

⁵ Ce paramètre est enregistré avec la valeur zéro lorsque le débit est inférieur à 500 kg/h.

Dans cette liste, on dénombre cinquante-sept cas d'éclatement/dégonflage de pneus, trente pour la flotte Air France et vingt-sept pour celle de British Airways :

- Douze de ces événements ont eu des conséquences structurales sur les ailes et/ou les réservoirs dont six ont conduit à la perforation des réservoirs.
- Dix-neuf des éclatements/dégonflages de pneus ont été provoqués par des objets étrangers.
- Vingt-deux événements ont eu lieu au cours du décollage.
- Un seul cas de perforation de réservoir par un morceau de pneumatique a été constaté.
- Aucun des événements recensés n'a fait apparaître de rupture du réservoir ou de feu, conduisant ou non à une perte de puissance simultanée significative de deux moteurs.

Historique des événements pneumatiques sur Concorde (AFR ; BA ; confirmés)



D'autres événements au nombre de vingt et un ont été signalés par une seule source, mais il n'existe pour eux ni rapport ni information détaillée. Pour aucun d'eux il n'a été fait mention de dégâts à la structure ou aux réservoirs.

16.4.2 Événements ayant occasionné des dégâts structuraux aux réservoirs

14 juin 1979 : F-BVFC au décollage de l'aéroport de Washington Dulles. Dégonflement puis déchapage du pneu n° 6, entraînant l'éclatement du pneu n° 5, la destruction de la roue n° 5 et des perforations de petites dimensions des réservoirs 2, 5 et 6. Après des essais infructueux de rentrée du train, la perte du circuit VERT et la baisse de niveau du circuit JAUNE jusqu'au premier bas niveau,

l'équipage s'était reposé à Washington vingt-quatre minutes plus tard.

9 août 1981 : G-BOAG au décollage de New York-JFK, éclatement des pneus n° 1 et n° 2 entraînant une perforation de faibles dimensions du réservoir n° 5.

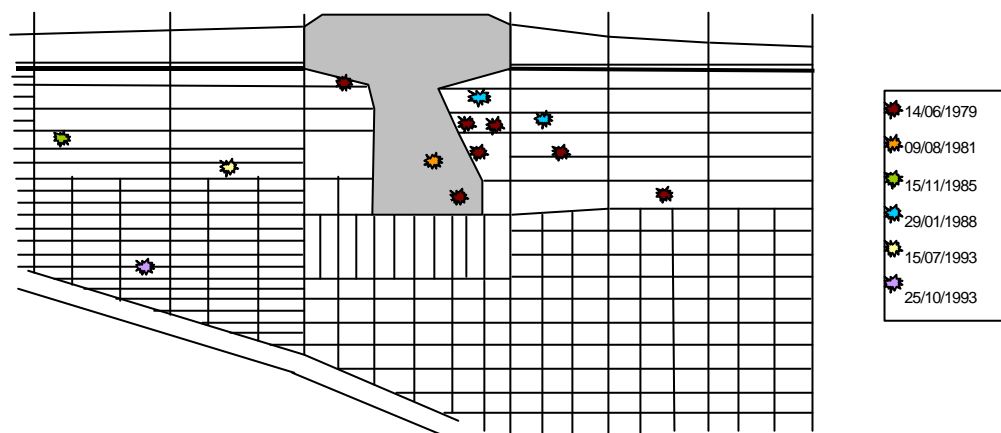
15 novembre 1985 : G-BOAB au décollage de Londres Heatrow, éclatement du pneu n° 5 entraînant la détérioration de la porte de train. Perforation de faible dimension du réservoir n° 5, probablement par un morceau du mécanisme de cette porte.

29 janvier 1988 : G-BOAF au décollage de Londres Heatrow, perte de dix écrous de la roue n° 3. Un boulon avait perforé le réservoir n° 7.

15 juillet 1993 : G-BOAF à l'atterrissage à Londres Heatrow, éclatement du pneu n° 4 entraînant la détérioration du mécanisme de la porte du train. Le réservoir n° 8 avait été endommagé, vraisemblablement par un morceau de ce mécanisme.

25 octobre 1993 : G-BOAB au roulage (taxiway) à Londres Heatrow, éclatement du pneu n° 2 entraînant la détérioration du déflecteur d'eau. Le réservoir n° 1 avait subi une perforation de petites dimensions, vraisemblablement par un morceau du déflecteur.

Localisation des impacts avec perforation lors des différents incidents (aile droite et aile gauche)



On peut préciser que :

- Quatre de ces événements se sont produits au décollage. Parmi ceux-ci, dans un cas l'endommagement du pneu a été provoqué par un objet sur la piste, dans deux cas il s'agit d'un éclatement de pneu dont l'origine n'a pas été déterminée, le dernier cas étant dû à un dégonflement du pneu alors que l'avion roulait à grande vitesse. Un de ces événements a été suivi d'un arrêt décollage. Au cours des trois autres, l'avion a décollé et est revenu se poser.
- Un événement a eu lieu à l'atterrissage. L'éclatement était dû au blocage du système de freinage.
- Le dernier événement s'est produit au roulage alors que l'avion dégageait la piste. L'éclatement était également dû au blocage du système de freinage.

16.4.2.1 Accident du 14 juin 1979 à Washington

Parmi les événements qui ont conduit à une perforation des réservoirs, celui du 14 juin 1979 survenu au F-BVFC à Washington est à la fois le premier du genre et celui qui a causé les endommagements les plus importants.

La plupart des dégâts structuraux résultent de l'impact de morceaux de jante avec la voilure, en arrière des roues. Ont également été notées trois perforations au niveau des réservoirs 2, 5 et 6 dont le fond de maille est de 1,2 millimètre. L'une d'elle a été provoquée par un morceau de caoutchouc du pneu. La fuite de carburant résultant de toutes les perforations était de 4 kg/s.

Consécutivement à cet incident, un rapport a été établi par le BEA et une étude a été réalisée par Aérospatiale pour étudier des solutions visant à limiter les risques liés à l'éclatement de pneu sur Concorde.

Cette étude concluait que ce risque était supérieur en conséquence et probabilité à celui qui avait été pris en compte lors de la certification. Les conséquences observées et potentielles y étaient abordées et les risques majeurs identifiés. Dans le cas d'un éclatement survenant au décollage, il s'agissait de :

- Risque nacelle. L'étude rappelait qu'au cours de la certification, il avait été démontré que les endommagements subis par les nacelles dans le cas d'un impact par un débris de pneumatique de quatre livres à une vitesse de 217 kt n'étaient pas de nature à compromettre le fonctionnement des moteurs.
- Risque moteur. L'étude rappelait les conclusions des travaux sur l'ingestion de débris par les moteurs. En cas d'ingestion de débris massifs, la perte de poussée était rapide et totale, seul le moteur interne était susceptible d'être touché et uniquement en cas d'éclatement d'un pneu externe. Cette analyse était fondée sur des considérations de taille et de position des entrées d'air associées à l'étude des trajectoires des débris. Dans le cas de débris de taille réduite et en s'appuyant sur l'expérience en service d'avions présentant une géométrie similaire (Vulcan, Comet, Nimrod), une perte de poussée significative était considérée comme extrêmement improbable.
- Risque de perforation des nourrices. Compte tenu de la ségrégation des nourrices alimentant deux moteurs adjacents, l'étude considérait que le risque de perforation simultanée de ces deux nourrices était suffisamment faible. La poursuite de l'alimentation des moteurs en cas de fuite avait également été étudiée et l'étude concluait que ces deux moteurs pouvaient continuer à fonctionner au moins vingt minutes.
- Risque de feu. S'appuyant sur les données de fuite de l'incident, l'étude concluait que le risque de feu était limité en considérant :
 - que la taille des perforations et le taux de fuite sont suffisamment faibles ;
 - que l'inflammation ne peut pas être provoquée par les débris de caoutchouc ou métalliques pénétrant dans le réservoir ;
 - que les fuites de carburant des réservoirs 6 ou 7 suivent l'écoulement à l'intrados et restent sensiblement parallèle à l'axe de l'avion sans rencontrer

de zones de décollement et s'évacuent donc par le bord de fuite de l'aile. La tuyère secondaire est à une température trop faible pour enflammer le carburant ;

- que du carburant provenant des fuites des réservoirs 5 ou 8 peut s'accumuler dans le puits de train. Alors seuls les circuits électriques situés dans ce compartiment constituent une source possible d'inflammation ;
- que l'inflammation du carburant au contact des freins chauds ne serait pas systématique compte tenu de la température moyenne atteinte par les freins ;
- qu'en cas de perforation des réservoirs devant les entrées d'air, les fuites seraient peu importantes (du fait de la taille limitée des débris qui a été prise en compte) et ne pourraient pénétrer dans le moteur qu'à très faible vitesse (après l'atterrissage) et régime de poussée élevé.

La plupart des solutions alors proposées ont effectivement été mises en œuvre et ont fait l'objet de consignes de navigabilité :

- CN du 14/01/81 entrée en vigueur le 21/01/81 imposant l'installation d'un système de détection de sous-gonflage des pneumatiques de train principal. Une amélioration de ce système a ensuite été imposée par CN le 15 mai 1982.
- CN du 14/01/81 entrée en vigueur le 21/01/81 imposant l'amélioration de la protection du système hydraulique de freinage normal.
- CN du 05/05/82 entrée en vigueur le 15/05/82 définissant une procédure de vérification des pneus et roues du train principal avant chaque décollage.
- CN du 05/05/82 entrée en vigueur le 15/05/82 imposant l'installation de nouvelles roues renforcées afin de limiter les endommagements en cas de contact avec le sol et de nouveaux pneus renforcés capables de supporter deux fois la charge normale (le règlement demande une fois et demi).

A l'issue des études menées sur les risques d'endommagement par des morceaux des pneus et des essais effectués sur éprouvettes au CEAT en 1980 pour justifier la tenue de la structure en cas de perforation directe, il avait été conclu qu'il n'y avait pas lieu de réaliser une protection de l'intrados de la voilure.

16.4.2.2 Autres événements

Toutes les perforations de réservoir survenues après l'accident de Washington concernent des avions exploités par British Airways. On constate qu'après les modifications apportées à la suite de l'incident de Washington, les perforations des réservoirs après une destruction de pneumatique ont été occasionnées uniquement par des débris métalliques. Dans la plupart des cas, ces débris provenaient de la destruction d'équipements situés dans la zone de train, probablement arrachés par la rotation du pneu endommagé. Parmi ces pièces on trouve notamment le déflecteur d'eau et le crochet de verrouillage de la porte de train.

Les déflecteurs ont fait l'objet d'un bulletin service optionnel (cf. § 6.2.4).

Une solution du même type pour limiter les conséquences de la rupture du crochet de verrouillage de la trappe de train est à l'étude entre British Airways et EADS.

D'autre part les recommandations d'un groupe de travail chargé d'étudier les problèmes de freinage après les incidents de 1993 ont été appliquées sous la forme de modifications des procédures de maintenance.

16.4.3 Eléments statistiques

Lors de la certification, il avait été considéré que le double éclatement de pneumatique sur Concorde pouvait être considéré comme extrêmement rare (inférieur à une occurrence pour 10^7 heures de vol). Au vu de l'expérience en service, l'étude réalisée par Aérospatiale après l'accident du 14 juin 1979 caractérisait cette occurrence comme rare (probabilité entre 10^{-5} et 10^{-7} par heure de vol).

A la date du 25 juillet 2000, il apparaît que le taux de dégonflage/destruction de pneumatique sur Concorde est de l'ordre d'une occurrence pour 1 500 cycles (ou 4 000 heures de vol). A titre de comparaison, sur avion long-courrier, du type de l'Airbus A340, ce taux est de l'ordre d'une occurrence pour 100 000 cycles⁶.

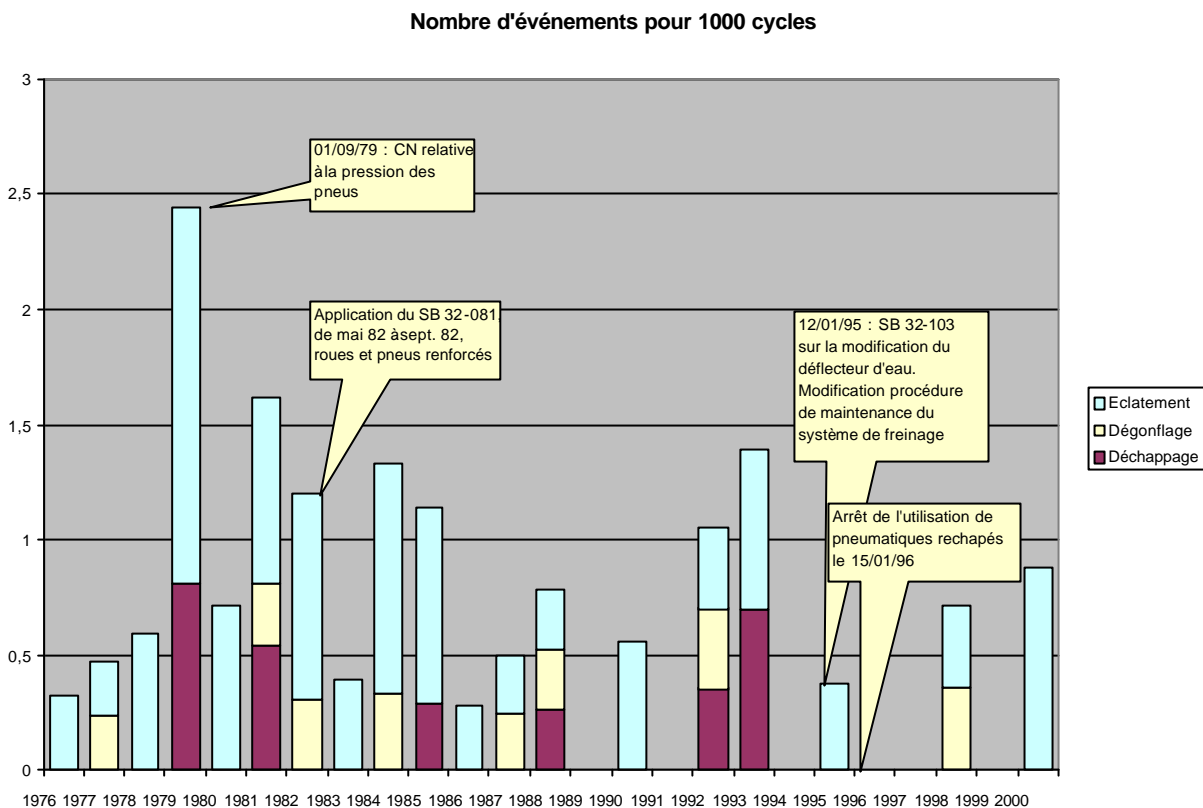
Si l'on considère seulement les événements qui sont survenus au décollage puisqu'ils sont représentatifs de l'accident, on constate que l'endommagement des pneus a été causé dans 50 % des cas par un objet extérieur.

On peut également calculer le taux d'événements au décollage par nombre de cycles. On distingue trois périodes : avant 1982, alors qu'aucune modification du train ou des pneus n'avait été réalisée. Entre 1982 et 1994, alors que tous les avions avaient subi les modifications détaillées au §16.4.2.1. Après 1994, alors que les procédures de maintenance du système de freinage avait été modifiée et que les avions de British Airways avaient été de plus équipés de déflecteurs d'eau modifiés.

	Cycles	Événements au décollage	Taux
1976-1981	24 052	13	$5,4 \cdot 10^{-4}$
1982-1994	42 628	8	$1,9 \cdot 10^{-4}$
1995-2000	17 261	1	$0,6 \cdot 10^{-4}$
Total	83 941	22	$2,6 \cdot 10^{-4}$

⁶ Ce taux est calculé à partir des rapports d'incidents compagnie. Il faut considérer que ce recueil n'est pas exhaustif, le pourcentage d'incidents non rapporté étant inconnu. Ce chiffre peut être considéré comme optimiste.

Ramenée au nombre de cycles, l'évolution du nombre d'événements dans le temps est représentée ci-après :



Remarque : compte tenu de la faible quantité d'événements pris en compte dans cette approche statistique, les évolutions constatées sur le graphique ne peuvent donner qu'une idée qualitative globale.

Il faut noter que, malgré vingt-cinq ans d'exploitation commerciale, le nombre total de cycles ou d'heures de vol réalisé par Concorde est nettement inférieur à ceux des autres avions civils de transport. Quelques chiffres figurent à titre indicatif dans le tableau suivant :

Type d'avion	Heures de vol	Cycles
A 300	5 645 000	3 468 000
A 300-600	4 673 000	2 398 000
A310	7 258 000	2 755 000
A330	1 193 000	417 000
A340	2 757 000	439 000
Concorde	235 000	84 000

NOUVEAUX PARAGRAPHES

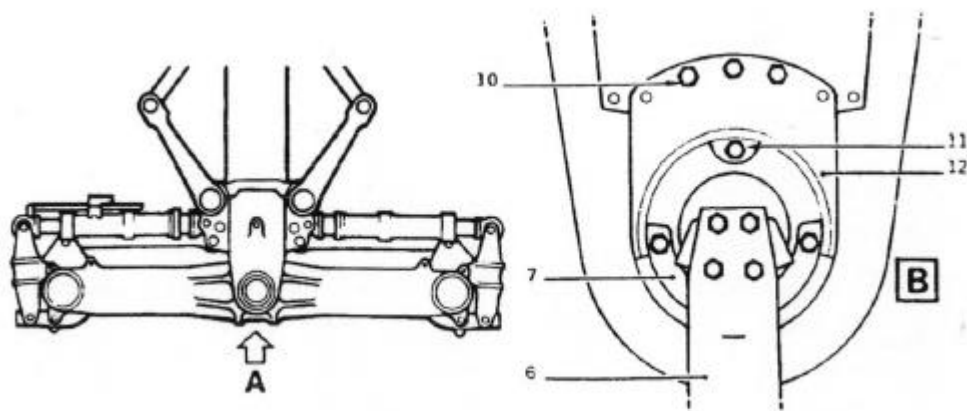
(ces paragraphes complètent le rapport préliminaire)

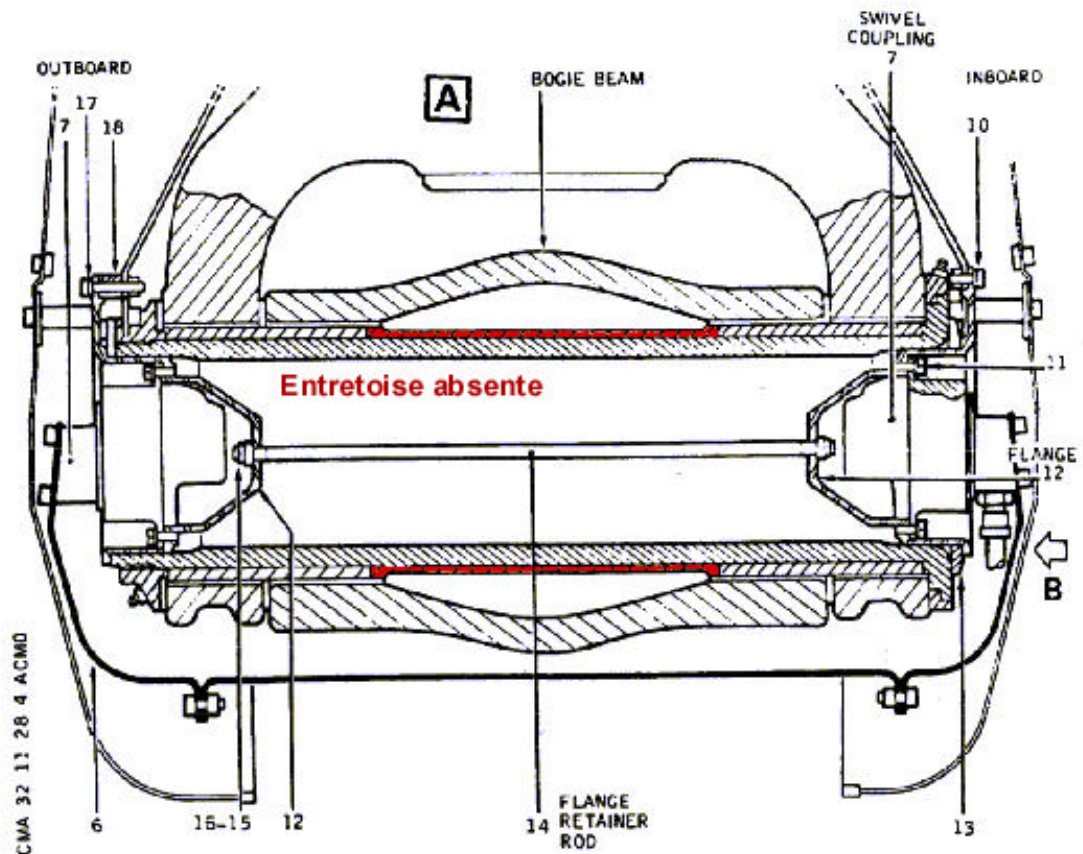
12.3.5 Examen des trains d'atterrissage

Dans le cadre de la reconstruction de l'aile actuellement en cours, il a été possible de compléter les observations menées sur le site de l'accident, notamment sur les trains d'atterrissage et les mécanismes mis en jeu.

Cet examen fait apparaître les éléments suivants :

- Le train principal gauche est sorti verrouillé au niveau de la contrefiche. Le train principal droit est très endommagé mais clairement identifiable en position « sorti ». Le train avant est détendu, son pion de verrouillage est sorti.
- Les deux verrous de fermeture des trappes de trains principaux sont en position ouverte.
- Le vérin de fermeture de la trappe de train avant gauche est détendu avec une course de 100 millimètres. La course normale de ce vérin est de 35 mm lorsque la porte est fermée et de 195 mm lorsque la porte est ouverte.
- Le vérin de fermeture de la trappe du train principal gauche est cassé. Un examen de ce vérin devra permettre de déterminer sa course au moment de l'impact.
- Il manque une entretoise centrale maintenant en position fixe deux bagues latérales, sur l'axe de liaison fût/bogier au niveau du train principal gauche. Cette entretoise n'avait pas été remontée à l'issue de la « check A01 » effectuée du 17 au 21 juillet 2000.



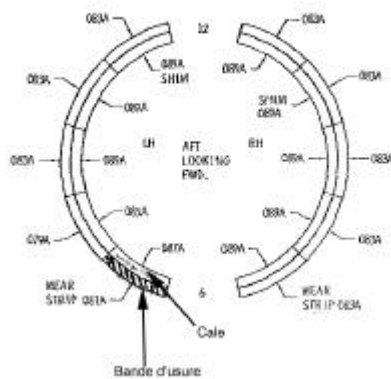


*
* * *

16.6 Lamelle métallique retrouvée sur la piste

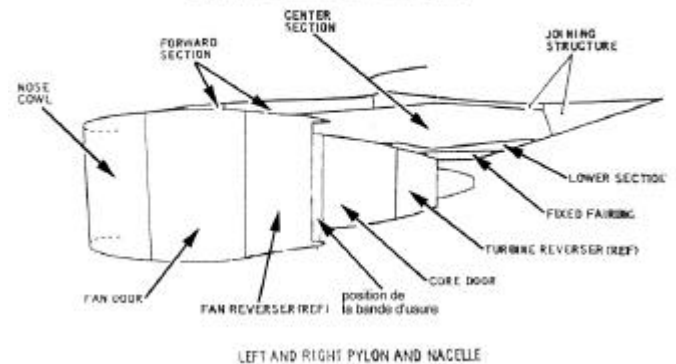
La lamelle métallique retrouvée sur la piste après l'accident (cf. rapport préliminaire, §12.1.3) paraissait être une pièce de type aviation n'appartenant pas au Concorde. Une recherche a donc été entreprise pour identifier l'avion dont elle aurait pu tomber. Cette recherche a porté en priorité sur les avions ayant décollé de la même piste après treize heures. De plus, des travaux sur plusieurs types d'avion ont donné à penser que la pièce pouvait être une bande d'usure (wear strip) d'un capot d'inverseur de moteur CF6-50.

Emplacement des bandes d'usure avant et des cales



DC-10 STRUCTURAL REPAIR MANUAL VOLUME III

NACELLES/PYLONS - GENERAL



Un DC 10, immatriculé N13067, 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 DC10 et le Concorde.

16.6.1 Constatations sur l'avion

Les constatations suivantes ont été faites sur le 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 44 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 a été enduit de mastic de type RTV106 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. 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 interdistances inférieures à deux fois le diamètre des trous.



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.

c) Bande d'usure inférieure droite

- il manque un rivet sur la bande. Elle est déformée et laisse ainsi un jeu de 6 mm 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 2 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.

16.6.2 Documentation du constructeur

La documentation constructeur précise les conditions de démontage et de réparation des bandes d'usure. La fiche 78-32-03 (disassembly and repair) indique page 901 à 905 le matériel et les matériaux à utiliser et leur mise en oeuvre. La fiche précise qu'il n'y a pas besoin d'outillage particulier.

La bande d'usure est en acier inoxydable de 0,055 pouces (1,40 mm) d'épaisseur par 1 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 à $\pm 0,09$ pouces. La tolérance d'usure de la bande est de 0,030 pouces (0,8 mm).

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 pouvoir enlever la cale s'il n'est pas possible de refermer le capot arrière.

16.6.3 Maintenance

Les documents de maintenance du N13067 montrent que les bandes d'usure gauches du moteur 3 ont été remplacées lors de la check C achevée le 11 juin 2000.

Une intervention a eu lieu le 9 juillet 2000 à Houston sur le capot de l'inverseur du moteur 3. Le compte rendu mécanique indique que la bande d'usure inférieure gauche a été changée lors de cette intervention.

Diverses questions sur l'entretien ont été posées par l'intermédiaire du représentant accrédité mais les enquêteurs n'ont pas encore reçu de réponse.

Remarque : la lamelle trouvée sur la piste a fait l'objet d'examens en laboratoire.

*
* *

16.7 Mécanisme de rupture du réservoir 5

Le mode de rupture initialement évoqué pour expliquer le trou dans le réservoir 5 était une perforation directe, de l'extérieur vers l'intérieur du réservoir. Cependant, les premières observations sur la pièce de réservoir retrouvée sur la piste semblent indiquer que la rupture a eu lieu de l'intérieur vers l'extérieur. Pour expliquer les mécanismes de la rupture, une simulation numérique a été élaborée par EADS selon la méthode de calcul dite «des éléments finis ». Cette méthode consiste à décomposer la structure en petits volumes sur lesquels une approximation des lois de la mécanique permet d'appréhender le comportement du solide et du fluide impliqués. Le réservoir numéro cinq a été modélisé avec près de 70 000 éléments finis, et dix fois plus pour la modélisation du kérosène qu'il contient. Les résultats d'essais effectués au CEAT en 1980 sur un réservoir vide ont été utilisés pour permettre une première validation de cette modélisation. Dans la quasi-totalité des cas, le modèle et le test donnent les mêmes résultats ; lorsqu'ils divergent, les déformations calculées lors de la simulation sont toujours supérieures à celles constatées en test.

Selon les premiers résultats de la simulation effectuée avec les conditions du vol du 25 juillet 2000, la rupture du réservoir pourrait ainsi s'expliquer par la conjonction de deux phénomènes induits par le choc sans perforation d'un gros fragment du pneumatique sur le réservoir :

- un phénomène de mécanique du solide induisant une onde de déformation sur la paroi du réservoir,
- un phénomène de mécanique des fluides, avec propagation d'une onde dans le kérosène entraînant dans une sorte d'action-réaction des effets de surpression sur l'intrados.

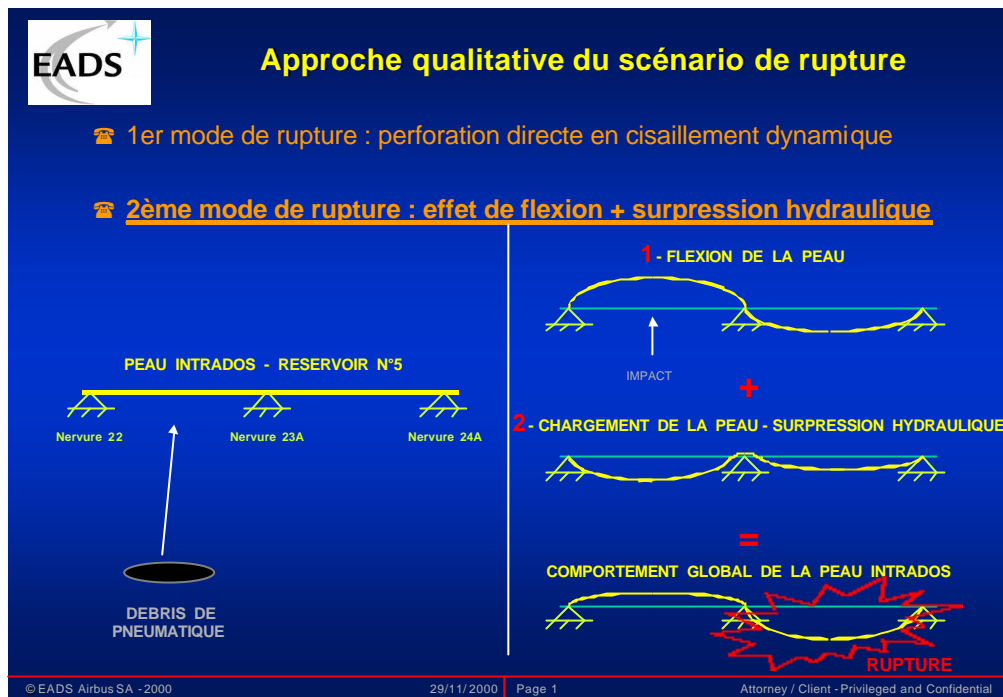


Schéma EADS/Airbus

Il reste cependant à compléter la validation du modèle. A cette fin, des essais vont être conduits au CEAT sur des réservoirs pleins ou partiellement pleins. La cohérence entre les résultats de ces essais et ceux du calcul numérique permettra de valider le modèle. Une fois celui-ci validé, on pourra l'utiliser pour avoir des informations plus précises sur la rupture, en faisant par exemple varier certains paramètres (taux de remplissage du réservoir, zone d'impact du pneumatique, éventuellement même nombre d'impacts puisque plusieurs morceaux de pneumatique ont été retrouvés sur la piste).

Un spécialiste « structures et endommagements » de l'ONERA assiste le BEA dans la validation de cette démarche.

*
* *

16.8 Origine possible de la combustion

Sur la base des faits connus et en s'appuyant sur les propriétés des flammes turbulentes, trois points ont été étudiés :

- Les mécanismes ayant pu conduire à l'allumage puis à la propagation de la flamme sous l'aile de l'avion.
- La stabilisation d'une flamme turbulente quasi-stationnaire sous l'aile en phase de roulage et de vol.
- L'estimation du débit de combustible émanant de la fuite.

Allumage et propagation de la flamme

Des diverses sources potentielles d'allumage qui ont été identifiées dans le cadre de l'enquête, trois ont été retenues qui font actuellement l'objet d'études approfondies : allumage électrique (étincelle dans le puits de train), inflammation consécutive à un pompage moteur, auto-allumage dans les gaz chauds près ou à l'arrière des moteurs.

L'allumage électrique est possible quoique difficile pour un kérosène non pré-mélangé (de plus, le trou de fuite étant à 25 cm environ du bord du puits de train, le kérosène qui aborde celui-ci est encore particulièrement liquide, donc relativement difficile à allumer). Cette hypothèse apparaît nécessiter la convergence de plusieurs paramètres favorables (moment, durée et énergie de l'étincelle, taille des gouttelettes de kérosène) qui restent à apprécier.

L'inflammation consécutive à un pompage moteur est étudiée avec l'assistance du constructeur du moteur.

L'ingestion de kérosène dans un moteur aurait conduit à un pompage avec projection de flammes vers l'avant, lesquelles auraient provoqué l'allumage du flux de carburant. Un tel phénomène peut avoir une durée très courte (quelques ms) et rester invisible pour les paramètres enregistrés.

Enfin, l'hypothèse de l'auto-allumage par les gaz chauds fait l'objet d'une étude confiée à deux universitaires spécialistes des problèmes de combustion turbulente. Les résultats préliminaires de cette étude montrent que cette hypothèse semble tout à fait possible. Elle pose cependant le problème de la « remontée » de la flamme sous l'intrados, le long du jet de carburant s'écoulant à environ cent mètres par seconde. Cette remontée semble possible, avec une vitesse d'environ dix mètres par seconde par rapport à l'avion, en tenant compte du phénomène chaotique de la combustion turbulente (c'est-à-dire principalement de l'existence, localement, de zones de recirculation à vitesses beaucoup plus faibles que celles de l'aéronef). Il faut noter que l'importance de la fuite (voir plus bas) paraît favoriser ce possible mécanisme de remontée de flamme. En raison de l'aspect chaotique de la combustion turbulente, une simulation numérique serait peu conclusive : ses résultats seraient trop dépendants du modèle et des hypothèses choisies. L'étude se poursuit à la lumière d'éléments et de recherches complémentaires.

L'hypothèse d'un allumage non pas de la fuite de carburant mais d'une éventuelle fuite hydraulique est également examinée mais paraît peu probable. Dans le puits de train se trouvent en effet des circuits hydrauliques qui auraient pu être endommagés et créer une fuite. Cependant, aucun élément actuellement disponible ne permet de conclure à une perte hydraulique ; la température d'auto-inflammation du liquide hydraulique M2V est sensiblement supérieure à celle du kérosène ; les débits potentiellement concernés sont beaucoup plus faibles que ceux de la fuite de carburant.

Stabilisation et accrochage de la flamme

Quand un obstacle est placé dans un écoulement, on observe le développement

de turbulences avec des zones de recirculation. Dans cette configuration, l'écoulement peut localement avoir une direction opposée à celle de l'écoulement principal. Cette zone de recirculation permet l'accrochage d'une zone de combustion à travers deux mécanismes :

- la recirculation génère une région de faibles vitesses,
- la zone de recirculation contient des gaz brûlés et agit comme un réservoir de gaz chauds qui contribue à l'allumage, légèrement en aval, du mélange combustible-comburant.

Ces mécanismes peuvent expliquer la stabilisation de la flamme à l'arrière du train d'atterrissage gauche, comme le montrent les photographies de l'avion au décollage. Des traces de stabilisation de la flamme ne sont alors pas nécessairement apparentes sur les fûts de train, d'une part parce que la flamme est stabilisée légèrement en aval, d'autre part parce que ces fûts sont continuellement refroidis par l'écoulement amont.

Estimation du débit de combustible

Sur la base des photographies et enregistrements vidéo du vol de l'accident, l'estimation du débit de combustible a été conduite suivant deux approches, qui donnent des résultats similaires. La première utilise le modèle de *Magnussen*, modèle simple développé pour décrire les taux de réaction pour les flammes turbulentes non pré-mélangées, c'est-à-dire où les réactifs sont injectés séparément dans la zone de réaction. En faisant l'hypothèse d'une flamme de trois mètres de diamètre, de cinquante mètres de long et de dix centimètres d'épaisseur, la modélisation conduit à une consommation de carburant proche de 60 kilogrammes par seconde.

Seconde méthode appliquée, le modèle de *flamme cohérente* assimile la flamme à une surface, et le taux de réaction devient le produit de cette surface par un taux de réaction surfacique estimé à partir d'une modélisation de flamme laminaire. Dans ce cadre, et en fonction des paramètres choisis pour la taille de la surface, la consommation de carburant varie entre 20 et 130 kilogrammes par seconde, avec un pic de probabilité (correspondant à des valeurs moyennes et réalistes de la taille de la flamme) se situant vers 60 kilogrammes par seconde. Ce modèle confirme donc l'ordre de grandeur établi par la première modélisation.

En conclusion, l'ordre de grandeur du débit de fuite est de plusieurs dizaines de kilogramme par secondes, soit environ dix fois plus que lors de l'accident de Washington. L'importance de ce débit de fuite a pu favoriser la propagation de la flamme, puisqu'elle conduit à un mélange combustible/comburant proche ou dépassant les valeurs stœchiométriques, mélange qui devient alors parfaitement inflammable.

*
* *

16.9 Observations sur les propulseurs

Des observations ont été effectuées par les enquêteurs techniques du BEA sur les moteurs n° 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 Moteur n° 1 S/N CBE 031

Module compresseur

Dix aubes de l'étage n° 1 du compresseur présentent des impacts durs avec arrachement de matière. 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 du compresseur. Ils résultent d'une déformation élasto-plastique des aubes et d'un dévissage vers les sommets d'aubes, avec interférence « clashing » sur les stators des étages 1 et 2 du compresseur BP. Il est à noter en particulier que l'aube n° 6 du premier étage compresseur présente un dommage pouvant provenir de l'impact d'une pièce métallique présentant une face plate et perforée.

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 en partie supérieure. Cette déformation correspond à l'écrasement du carter à l'impact au sol.

Il a été noté 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, le compresseur BP tournait faiblement à l'impact.

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.

La chambre de combustion

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

Turbine

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

16.9.2 Moteur n° 2 S/N CBX 115

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.

Remarque : les impacts mous sont probablement dus à l'ingestion de morceaux de pneumatique. Il est normal dans ce cas de ne pas trouver de résidus carbonisés dans la chambre de combustion, le carbone ne laissant pas de résidus pour des températures supérieures à 500 °C.

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 traces 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 stators des dommages relatifs à un phénomène de « clashing ». Le module compresseur HP ne présente aucune trace d'impact secondaire.

La chambre de combustion

La chambre de combustion ne présente pas d'indices d'une contrainte thermique particulière. La présence de petits débris a pu être observée lors des opérations de 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.

*
* *

18.1 Certification des trains et des pneumatiques

18.1.1 Généralités

Le Concorde a été certifié suivant un règlement spécifique appelé TSS Standards. Dans ce règlement, les éléments relatifs aux trains figurent au chapitre 5-6 et ceux relatifs aux pneumatiques au paragraphe 5-3-2. Le § 5-6-9 précise les exigences en cas d'éclatement de pneu ou d'endommagement des trains.

18.1.1.1 Exigences sur les pneumatiques

Les pneumatiques doivent être conformes à certaines caractéristiques physiques et chimiques. En outre, l'ensemble pneu-roue-frein doit être soumis à des essais en statique ainsi qu'à des essais d'endurance et d'éclatement. Dans le cas de l'éclatement, le pneu, gonflé avec de l'eau à une pression égale à quatre fois la pression nominale, ne doit pas éclater avant cette pression.

Il n'y a pas d'indication sur le mode d'éclatement du pneumatique. En particulier, on n'étudie pas la manière dont il se désintègre, la taille ou la masse des débris.

Il n'y a pas d'essai dynamique de destruction du pneu.

Remarque : les exigences ne sont pas propres au Concorde. Pour répondre aux exigences de la certification, les constructeurs de pneumatiques s'appuient d'ordinaire sur les dispositions du TSO 162-C. Dans le cas du Concorde, ces dispositions avaient été adaptées dans un document appelé Qualification Test Program (QTP).

18.1.1.2 Exigences sur les trains

Conformément au §5-6-9 du TSS, les pièces et équipements placés dans la région du train d'atterrissage doivent être protégés pour ne pas mettre en danger l'exploitation de l'avion dans les cas suivants : éclatement de pneumatique avec le train d'atterrissage sorti, rentré ou en position intermédiaire, battage par une bande de pneumatique dans une position où la roue est en mesure de tourner, surchauffe d'une roue due à un freinage excessif.

18.1.2 Justifications apportées lors de la certification

A l'époque de la certification, l'avion était équipé de pneus Kleber ou Dunlop. Ces pneus étaient conformes au QTP et avaient passé les tests en matière de charge, de montage sur avion, d'étanchéité, ainsi que tous les essais statiques et d'endurance.

La conformité au §5-6-9 du TSS (résistance à un éclatement de pneu) a été vérifiée par les autorités de certification le 5 octobre 1973 sur l'avion 1. Elle a fait l'objet du compte-rendu 410.198.73 dans lequel aucune remarque n'est formulée.

Pour Concorde, les exigences des pneumatiques diffèrent essentiellement du TSO au niveau de la caractérisation du pneu sur machine, avec des tests plus sévères, notamment de résistance à la charge (pneu gonflé et dégonflé).

Après l'accident de Washington, les contraintes de certification ont imposé un renforcement des dispositions du QTP, afin d'augmenter la résistance des pneumatiques pour qu'ils puissent supporter deux fois la charge normale (contre 1,5 pour les autres avions).

PREMIERS ELEMENTS D'ANALYSE : DEROULEMENT DU VOL

Le vol a été décomposé en trois phases :

phase 1 : début enregistrement CVR jusqu'à la mise en poussée des moteurs,

phase 2 : mise en poussée jusqu'à la perte de puissance finale du moteur 1,

phase 3 : perte de contrôle de l'avion.

Phase 1

Au début de l'enregistrement du CVR, l'item 17 de la check list « vérification poste équipage » est en cours. L'équipage indique les données suivantes : carburant embarqué 95 tonnes, V2 annoncée de 220 kt.

A 14 h 14 min 04 s, la check list « avant mise en route » débute. L'équipage indique les données issues de la préparation du vol, notamment le ZFW/ZFCG : 91,9 t/52,2 %, la masse totale avion et fuel : 186,9 t et 95 t, les V1 VR V2 V2+20 vitesse antibruit : 150 198 220 240 280 kt, assiette trois moteurs : 13°. La check list « avant mise en route » se termine environ deux minutes plus tard. Pratiquement dans le même temps l'équipage est informé que le remplacement de l'inverseur du moteur 2 est terminé.

Entre 14 h 17 min 02 s et 14 h 19 min 06 s, l'OMN débute un test sur le circuit hydraulique BLEU après un complément de liquide dans la bache hydraulique. Le test est positif.

A 14 h 20 min 06 s, le chef avion remet à l'équipage le devis de charge définitif qui est accepté par le CdB. Il l'informe entre autres d'un forfait carburant pour le roulage de deux tonnes. L'équipage actualise alors la masse au décollage à 185,1 t et corrige le ZFCG à 52,3 %.

A 14 h 25 min 54 s commence la mise en route des réacteurs. Les quatre moteurs démarrent normalement et l'avion est autorisé à rouler quelques instants plus tard.

A 14 h 37 min 29 s, la check list « roulage » est interrompue à la suite de l'apparition de l'alarme PFC : la chaîne électrique BLEU est déficiente et l'équipage décide de laisser la chaîne électrique VERT commander la gouverne de direction.

A 14 h 40 min 23 s, l'OMN annonce 800 kg de carburant consommé durant la phase de roulage, ce qui correspond à une masse au décollage d'environ 186 tonnes. A cette masse il n'y a pas de limitation concernant les performances au décollage et les paramètres calculés VR et V1 sont les mêmes que pour la MTOW (185,07 tonnes). L'annonce V1 est effectivement faite 33 secondes après la mise en puissance des moteurs, ce qui correspond au temps déterminé lors des simulations réalisées à la MTOW. A 14 h 40 min 37 s, la check list « avant décollage » débute. Le centrage annoncé à 54,2 % est modifié par le transfert de carburant lors du roulage à la valeur de 54 %. La température des freins est de 150°.

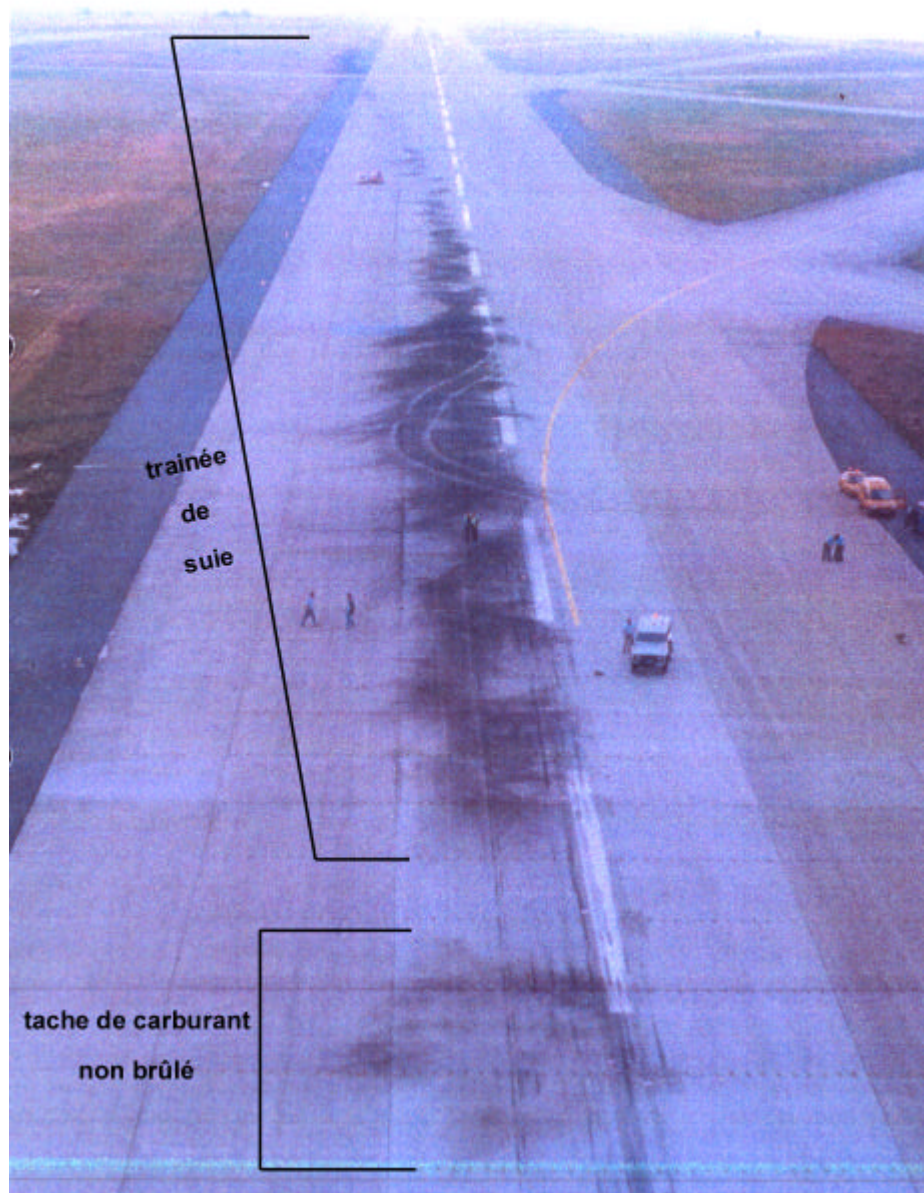
A 14 h 42 min 17 s, le Concorde est autorisé à s'aligner et à décoller.

Phase 2

A 14 h 42 min 30 s, soit le temps de référence FDR 91561, le claquement caractéristique des quatre manettes de puissance est entendu. Le top décollage est donné par le CdB une seconde plus tard. Un changement de bruit de fond est perçu, bruit similaire à l'augmentation du débit de l'air conditionné et du régime moteur.

L'OMN annonce les quatre réchauffes à 14 h 42 min 43 s et les quatre vertes quatorze secondes plus tard. Ces annonces confirment le bon fonctionnement des moteurs, y compris de la post combustion.

Les annonces « 100 nœuds » et « V1 » sont faites aux temps 14 h 42 min 55 s et 14 h 43 min 03 s. L'accélération jusqu'à V1 est parfaitement conforme à la simulation calculée à la MTOW.



A 14 h 43 min 10 s, un bruit net et bref est perçu. La vitesse de l'avion est de

175 kt et la distance parcourue depuis le seuil de piste est de 1 722 mètres. C'est à partir de là que l'on retrouve les premiers éléments du déflecteur d'eau, des morceaux de pneumatique et la lamelle métallique tombée du DC 10. On note ensuite une faible déviation à gauche du cap au taux estimé de 1°/s.

A 14 h 43 min 11 s, un changement très net du bruit de fond est entendu et on voit apparaître les premières traces du pneu de la roue n° 2 sur la piste. La vitesse est de 178 kt et la distance parcourue de 1 800 mètres. Le morceau du réservoir 5 est retrouvé à cet endroit. Une importante tache de kérosène non brûlé est identifiée quelques mètres plus loin. L'accélération longitudinale est toujours nominale et constante (N_x : 0,268g). Dans la seconde suivante, un mot incompréhensible est entendu. La vitesse est de 182 kt et la distance parcourue de 1 885 mètres. Les premières traces de suie apparaissent sur la piste. Le CdB commence à braquer la direction vers la droite et presque immédiatement commence une action à cabrer. La poussée des moteurs et l'accélération longitudinale sont toujours nominales.

Vers 14 h 43 min 13 s, l'accélération longitudinale minimale est enregistrée (N_x : 0, 133g) et les voyants GO LIGHT des moteurs 1 et 2 s'éteignent, confirmant une perte de poussée sur ces deux moteurs (estimée faible sur le moteur 1 et forte sur le moteur 2). L'OPL dit « tention » (à ce stade de l'enquête, il n'est pas encore possible d'expliquer précisément cette exclamation). On note une deuxième déviation de cap à gauche, plus importante, au taux calculé de 2°/s probablement liée au lacet provoqué par la perte de poussée des moteurs 1 et 2. Le contrôleur annonce à l'équipage que des flammes sont visibles derrière l'avion. Le train avant quitte le sol alors qu'une deuxième action à droite sur la gouverne de direction est enregistrée, en contre au mouvement de lacet provoqué par la perte de poussée des moteurs 1 et 2. Le changement de bruit de fond entendu trois secondes plus tôt cesse. La vitesse est de 188 kt et la distance parcourue de 2 090 mètres.

A 14 h 43 min 16 s, la déviation de cap à gauche est maximum au moment où le braquage de la gouverne de direction atteint la valeur de 20° pour se stabiliser ensuite à 10° (la plage de braquage de la gouverne de direction est de moins 28° à plus 28°). Le moteur 1 a récupéré environ 90 % de sa poussée nominale. Dans le même temps, l'OMN annonce quelque chose (non compris à ce jour). Le voyant GO LIGHT du moteur 1 se rallume, celui du moteur 2 est toujours éteint avec une poussée très affectée.

A 14 h 43 min 20 s, le moteur 1 a retrouvé pratiquement sa poussée nominale. L'OMN annonce la panne du moteur 2. L'annonce est logique compte tenu de la baisse du N_2 supérieure à 5 % qui confirme une panne moteur (le N_2 nominal au décollage est d'environ 103 %). La vitesse est de 203 kt, la distance parcourue de 2 750 m et l'assiette longitudinale de +9°. Les paramètres du moteur 2 sont maintenant en légère augmentation.

Entre les temps 14 h 43 min 18 s et 14 h 43 min 21 s, les voyants GO LIGHT des moteurs 1 puis 3 et 4 s'éteignent, ce qui est normal compte tenu du délestage de l'amortisseur du train principal gauche. A la fin de cet intervalle de temps, une balise du bord gauche de la piste est arrachée par la roue 6 du train principal gau-

che. On entend également dans ce laps de temps un bruit de sélecteur qui a été identifié comme une manipulation de TCU de MAIN à ALTERNATE. Cette action normale a pour but de permuter les calculateurs de régulation. Quelques dixièmes de secondes plus tard, une décélération importante du moteur 1 est identifiée, entre autres à travers les paramètres FF : 1,323 t, N1 : 50 %, N2 : 74,8 % enregistrés à 14 h 43 min 24 s. Une action à droite sur la direction est également enregistrée.

Les travaux en cours donnent à penser que la perte importante de poussée des moteurs 2 puis 1 est due à l'ingestion de kérosène et/ou de gaz chauds résultant de l'inflammation de la fuite. La légère baisse initiale de poussée du moteur 1 serait plutôt consécutive à l'absorption de petits débris associés à la destruction du pneu.

Les roues quittent le sol à 14 h 43 min 22 s, la vitesse est de 205 kt, l'assiette est de +10° et la distance parcourue est de 2900 mètres. Dans la même seconde l'alarme rouge Engine Warning s'active suivie par la sonnerie alarme feu du moteur 2. Le gong associé est perçu peu après.

A 14 h 43 min 23 s, les paramètres du moteur 2 sont enregistrés en légère diminution FF : 3,485 t/h, N1 : 57 %, N2 : 77,5 %.

A 14 h 43 min 24 s, l'OMN annonce « coupe le moteur 2 », la radiosonde indique 25 pieds. A 14 h 43 min 25 s, le CdB demande « procédure feu réacteur ». Dans la même seconde, un bruit de sélecteur qui n'a pas encore été identifié est entendu ; le paramètre Engine Warning du FDR passe à « désactivé » et la sonnerie de l'alarme feu s'arrête.

A 14 h 43 min 27 s, l'OPL annonce « attention, le badin, le badin, le badin ». La vitesse est alors de 200 kt pour une Vzrc trois moteurs et train sorti de 205 kt. Dans la seconde suivante, on entend un bruit de sélecteur identifié comme étant la chute des palettes des compensateurs électriques. Un gong est également entendu, identifié comme l'alarme consécutive à la chute des palettes. Le régime N2 du moteur 2 passe sous les 58 %, entraînant le passage en CONTINGENCY des moteurs 3 et 4. Le moteur 1, en phase de récupération de poussée, passera également en mode CONTINGENCY sept secondes plus tard (la poussée délivrée sera alors égale à un moteur pleine poussée avec réchauffe sans CONTINGENCY). Dans ce même temps 14 h 43 min 28, le moteur 2 n'est plus alimenté en carburant et ses paramètres N1 et N2 sont caractéristiques d'un moteur en autorotation.

A 14 h 43 min 29 s, un bruit de sélecteur identifié comme étant une poignée coupe feu est entendu. N.B. : la poignée coupe feu du moteur 2 a été retrouvée tirée sur l'épave.

A 14 h 43 min 30 s, le CdB demande la rentrée du train. La vitesse est de 200 kt, la radiosonde indique 100 pieds et le taux de montée calculé est de +750 ft/min. Dans les secondes suivantes, le contrôleur confirme à l'équipage qu'il y a de fortes flammes derrière l'avion et l'OMN répète « le train ». L'alarme sonore indiquant une détection fumée dans les toilettes est entendue. (Cette alarme n'a pas encore

été expliquée).

A 14 h 43 min 35 s, l'OMN répète à l'attention de l'OPL « le train (Jean) ». Le moteur 1 fonctionne normalement. Dans la seconde suivante, un gong est entendu : il s'agit très probablement de l'alarme consécutive à la baisse de la pression d'huile due à la coupure du moteur 2.

A 14 h 43 min 37,7 s, l'OMN répète à nouveau « le train », l'OPL répond « non ». Il est très probable que le voyant rouge WHEEL situé à côté de la commande de rentrée du train d'atterrissage a été allumé par la détection de sous gonflage du pneu détruit de la roue n° 2. Dans ce cas, la procédure demande de ne pas rentrer le train d'atterrissage.

A 14 h 43 min 39 s, le CdB ordonne « train rentre » et trois secondes plus tard l'alarme feu du moteur 2 se réactive avec son gong associé. Elle cesse quelques secondes après que l'OMN a percuté les bouteilles d'extinction. A 14 h 43 min 45 s, l'OMN indique « je percute ». N.B. : les deux extincteurs situés dans l'aile gauche ont été retrouvés percutés sur l'épave. Dans le même temps, le CdB demande « (est ce que) tu coupes le réacteur deux là » et l'OMN répond « j'ai coupé »

A 14 h 43 min 49 s, l'OPL indique « le badin ». La vitesse est toujours d'environ 200 kt. Cette indication sera répétée environ dix secondes plus tard. On commence à noter les premières différences entre l'attitude de l'avion et l'action du pilote sur les commandes de vol, différences qui pourraient s'expliquer par l'endommagement de la voilure gauche provoqué par le feu, notamment au niveau de l'élévon interne gauche. L'incidence est alors de 13°.

A 14 h 43 min 56 s, l'OPL constate « le train ne rentre pas ». Cette non rentrée du train d'atterrissage n'est pas encore expliquée. Deux hypothèses peuvent être avancées :

- la perte du circuit VERT qui commande la rentrée du train (cependant aucun gong associé à cette perte n'est entendu),
- une des conditions de rentrée du train n'est pas remplie (voir § 6.2.2 du rapport préliminaire),

A 14 h 43 min 58 s, l'alarme feu du moteur 2 retentit pour la troisième fois, elle retentira jusqu'à la fin du vol. Dans la seconde suivante, l'alarme GPWS « Whoop Whoop Pull Up » est entendue à trois reprises. Ceci est conforme à la définition du mode 3 du GPWS qui se déclenche lorsque les trois conditions suivantes sont remplies :

- nez 5°,
- hauteur radiosonde > 100 pieds,
- taux de descente > 100 ft/min.

A 14 h 44 min, on note une première perturbation sur les paramètres FF et P7 du moteur 1. Une deuxième perturbation sera enregistrée huit secondes plus tard. Dans le même temps, la gouverne de direction passe en mode mécanique, ce qui entraîne la perte de la fonction d'auto stabilisation de lacet. On note également des interactions gauchissement/ tangage et profondeur/ inclinaison qui pourraient

confirmer la perte d'efficacité de l'élevon interne gauche.

A 14 h 44 min 12 s, les paramètres du moteur 1 montrent une décélération franche. Elle paraît résulter de l'ingestion de kérosène et de gaz chauds produits par l'incendie et des dommages internes provoqués par les ingestions au décollage. Il ne reste plus que les moteurs 3 et 4 en fonctionnement.

Phase 3

Dans les vingt secondes suivantes, l'incidence va évoluer en douze secondes de 12° vers une valeur supérieure à 25° , l'inclinaison à gauche va passer de $2,13^\circ$ à 113° (valeur enregistrée quatre secondes avant la fin de l'enregistrement) et le cap magnétique va diminuer de 270° à 115° . La forte diminution de poussée des moteurs 3 et 4 est enregistrée cinq secondes avant la fin de l'enregistrement, probablement par distorsion de la veine d'air, l'incidence étant supérieure à 25° et l'inclinaison à gauche proche de 100° .

Dans ces conditions extrêmes, la perte de contrôle conduisant à l'impact, probablement due à la combinaison de la dissymétrie latérale, du déséquilibre profond poussée/trainée et des dégâts structuraux causés par l'incendie, n'a pas été examinée dans le détail. En effet, l'avion ayant dépassé les valeurs d'incidence et de roulis approchées pendant les essais de certification, il n'existe aucune donnée permettant de décrire son comportement dans ces conditions.

ANNEXE EVENEMENTS ANTERIEURS

An	Date	Immat.	Lieu	Circonst.	Événement	Cause	Phase	Dommages
1976	15/12/76	F-BVFB	Paris	Éclatement pneu 2	Eclatement		Roulage	pas d'autres dommages
1977	22/07/77	F-BVFA	Washington	Éclatement pneus 1 et 2	Eclatement	FOD	Roulage	Déflecteur
1977	19/12/77			Dégonflage pneu 4	Dégonflage		Atterrissage	Léger déchapage
1978	02/08/78	G-BOAD		Éclatement pneu 2	Éclatement		Atterrissage	Fuite hydraulique Déflecteur
1978	10/12/78	F-BVFA		Éclatement pneu 7	Éclatement		Roulage	
1978	12/12/78	F-BVFA		Éclatement pneu 1	Éclatement		Roulage	
1979	04/02/79	F-BVFC	Washington	Éclatement pneu 2	Éclatement		Roulage	
1979	15/03/79	F-BVFC	Dakar	Éclatement pneus 5 et 6	Éclatement	FOD	Décollage	GTR1 & 2 remplacé Dégâts freins et roues hydraulique verrouillage train
1979	02/06/79	F-BVFC	New York	Déchapage pneu 6	Déchapage		Décollage	Impact voileure Carénage servovalve hydraulique Dégâts train
1979	14/06/79	F-BVFC	Washington	Déchapage pneu 6 Éclatement pneu 5	Déchapage et éclatement	Dégonflage	Décollage	Destruction roue, dommages au train gauche, aux circuits hydrauliques et électriques, au revêtement d'aile Réservoirs 2, 5 et 6 perforés GTR2
1979	21/07/79	F-BVFD	Washington	Éclatement pneu 6	Éclatement		Décollage	GTR2 Entrée d'air GTR2 Traces de caoutchouc observées sur l'aile juste au-dessus du pneu éclaté
1979	23/09/79	F-BVFB	Dakar	Déchapage pneu 3	Déchapage		Décollage	GTR3 remplacé Dégâts train gauche
1979	06/10/79	G-BOAA	Londres	Éclatement pneu 7	Éclatement	FOD	Décollage	Roues n° 7 et 8 GTR 3/4
1979	31/10/79	F-BVFD		Déchapage pneu 7	Déchapage	FOD	Décollage	
1979	21/12/79	G-BOAB	Londres	Éclatement pneus 5, 6, 7, 8	Éclatement	Dysfonctionnement électrique	Atterrissage	GTR 3 Déflecteur
1980	05/02/80	G-BOAD	Londres	Éclatement pneu 8	Éclatement	Blocage système de freinage	Atterrissage	Hydraulique vert/jaune Freins Déflecteur
1980	16/07/80	F-BVFC		Éclatement pneu 3	Eclatement		Roulage	
1980	16/09/80	G-BOAF	Londres	Éclatement pneu 8	Éclatement		Décollage	GTR3 Trappe de train Déflecteur
1981	19/02/81	F-BTSD	Washington	Éclatement pneu 2	Éclatement	FOD	Décollage	GTR1 & 2 remplacés

An	Date	Immat.	Lieu	Circonst.	Événement	Cause	Phase	Dommages
1981	13/07/81	F-BVFF	Paris	Déchapage pneu 5	Déchapage	FOD	Décollage	GTR2 et train
1981	09/08/81	G-BOAG	New York	Eclatement Pneus 1 et 2	Eclatement		Décollage	Impacts aile Réservoir 5 perforé Hydraulique Elevon GTR 1/2/3
1981	20/09/81	G-BOAD	New York	Eclatement pneu 6	Eclatement		Décollage	Impacts fuselage servovalve frein endommagée GTR 2 Déflecteur
1981	14/12/81	G-BOAC	Londres	Éclatement pneus 1 et 2	Éclatement	FOD	Décollage	Hydraulique jaune GTR 1/2 Déflecteur
1981	26/12/81	G-BOAE	New York	Dégonflage pneu 2	Dégonflage		Roulage	pas d'autres dégâts
1982	30/04/82	G-BOAF	Londres	Dégonflage pneu 4	Dégonflage	FOD	Roulage	pas d'autres dégâts
1982	03/06/82	F-BVFB	Paris	Éclatement pneu 6	Eclatement		Atterrissage	hydraulique et train
1982	04/08/82	F-BVFB		Éclatement pneu 4	Éclatement		Roulage	
1982	19/09/82	F-BTSC		Éclatement pneu 4	Eclatement		Roulage	
1983	09/05/83	F-BVFB	New York	Éclatement pneu 1 ou 2	Eclatement	FOD	Roulage	2 roues remplacées
1984	08/03/84	G-BOAC	New York	Éclatement pneu 2	Éclatement		Décollage	Impacts aile GTR 2 Déflecteur
1984	29/04/84	G-BOAE	Londres	Dégonflage pneu 8	Dégonflage	Usure système de freinage	Atterrissage	pas d'autres dégâts
1984	11/07/84	G-BOAD	Londres	Éclatement pneu 1	Eclatement		Atterrissage	Freins Déflecteur
1984	14/08/84	G-BOAA	Londres	Éclatement pneu 4	Eclatement		Roulage	Déflecteur
1985	20/02/85	F-BVFF	New York	Éclatement pneu 8	Éclatement	Servovalve	Atterrissage	Hydraulique frein et train
1985	27/02/85	G-BOAE	New York	Déchapage pneu 4 et 8	Déchapage		Roulage	
1985	14/11/85	G-BOAE	Londres	Éclatement pneu 7	Eclatement		Atterrissage	feu hydraulique
1985	15/11/85	G-BOAB	Londres	Éclatement pneu 5	Eclatement	FOD	Décollage	Impacts fuselage, dommages porte de train Réservoir 5 perforé GTR 1 et 2 Déflecteur+I67
1986	18/05/86	F-BVFB	Paris	Éclatement pneu 5	Eclatement	FOD	Roulage	pas d'autres dommages
1987	11/08/87	G-BOAC	New York	Éclatement pneus 1,2,4,5,6 et 8	Éclatement	Système de freinage	Atterrissage	Impacts aile GTR 3 Trappes de train Déflecteur Fan freins
1987	10/09/87	F-BTSD	New York	Dégonflage pneu 8	Dégonflage	FOD	Décollage	pas d'autres dommages

An	Date	Immat.	Lieu	Circonst.	Événement	Cause	Phase	Dommages
1988	29/01/88	G-BOAF	Londres	Dégonflage pneu 3	Dégonflage	Perte boulons de roue.	Décollage	Impacts aile Réservoir 7 endommagé
1988	09/03/88	G-BOAC	Londres	Éclatement pneu 5	Éclatement	Système de freinage	Atterrissage	Hydraulique
1988	10/04/88	F-BTSD	New York	Déchapage pneu 7	Déchapage	FOD	Décollage	Hydraulique frein
1990	14/08/90	F-BVFA	Paris	Éclatement pneu 5	Éclatement	FOD	Roulage	pas d'autres dommages
1992	13/02/92	G-BOAG	Londres	Déchapage pneu 7	Déchapage		Décollage	Défecteur
1992	27/03/92	F-BTSC	New York	Éclatement pneu 1	Éclatement	FOD	Décollage	pas d'autres dommages
1992	04/09/92	F-BVFF	New York	Dégonflage pneu 4	Dégonflage	FOD	Roulage	roue
1993	16/01/93	F-BVFF	Paris	Déchapage pneus 7 et 8	Déchapage	FOD	Décollage	Carénage servovalve train principal droit Biellette vérin train principal droit Trace pneu sur entrée d'air GTR3 Défecteur roue 8 Carénage jonction aile
1993	15/07/93	G-BOAF	Londres	Éclatement pneu 4	Éclatement	Blocage système de freinage	Atterrissage	Impacts aile Réservoir 8 perforé Hydraulique vert GTR 3 Défecteur
1993	28/07/93	F-BVFC	New York	Déchapage pneu 2	Déchapage	Servovalve	Atterrissage	tuyauterie frein 2
1993	25/10/93	G-BOAB	Londres	Éclatement pneu 2	Éclatement	Blocage système de freinage	Roulage	Impacts aile Défecteur Réservoir 1 perforé
1995	21/07/95	G-BOAB	Londres	Éclatement pneu 2	Éclatement		Roulage	Fuite hydraulique
1998	22/07/98	F-BVFF	Paris	Éclatement pneu 8	Éclatement	Servovalve	Roulage	pas d'autres dommages
1998	28/08/98	G-BOAE	New York	Dégonflage pneu 3	Dégonflage	FOD	Roulage	pas d'autres dommages
2000	22/01/00	F-BVFF	New York	Éclatement pneu 4	Éclatement	Servovalve	Atterrissage	pas d'autres dommages
2000	13/06/00	G-BOAF	Londres	Éclatement pneu 6	Éclatement		Atterrissage	pas d'autres dommages
2000	14/07/00	G-BOAB	Londres	Éclatement pneu 1	Éclatement	FOD	Décollage	défecteur