

COUR D'APPEL
DE VERSAILLES

TRIBUNAL DE
GRANDE INSTANCE
DE PONTOISE

CABINET DE
SYLVAIN REIS
VICE-PRÉSIDENT CHARGÉ DE L'INSTRUCTION

**ORDONNANCE de RENVOI
devant le TRIBUNAL
CORRECTIONNEL**
(article 179 du code de procédure pénale)

COPIE

N° DU PARQUET : . 0020808002 .
N° INSTRUCTION : . 1/00/64 .
PROCÉDURE CORRECTIONNELLE

Nous, Sylvaine REIS, Vice-Président chargé de l'instruction au tribunal de grande instance de Pontoise,

Vu l'information concernant :

- M. TAYLOR John** Mandat Arrêt
Mandat d'arrêt : 19/07/06
né le 10/03/68
demeurant chez Me Emmanuel MARSIGNY 45 rue de Courcelles 75008 PARIS
ayant pour avocats : Me Emmanuel MARSIGNY et Me Robert J. SUSSMAN
- M. FORD Stanley** Libre
né le 11/04/39 à LA COMPTE de John FORD et de Lucile SUTTON,
profession : retraité
demeurant chez Me Emmanuel MARSIGNY 100 rue de l'Université 75007 PARIS
ayant pour avocat : Me Emmanuel MARSIGNY
- CONTINENTAL AIRLINES Inc**, représenté par SEELIGSON Carson
Société
domicile élu chez Me METZNER 100 rue de l'Université 75007 PARIS
ayant pour avocats : Me Olivier METZNER et Me Mike DE GEURIN
- M. PERRIER Henri** Libre
né le 28/06/29 à PARIS 15ÈME (75)
de Charles Jean Louis et de CLAUDET Marie Henriette, profession : retraité
demeurant 26 avenue de l'Hers 31450 BAZIEGE
ayant pour avocats : Me Thierry DALMASSO et Me Christian BUFFAT
- M. HERUBEL Jacques** Libre
né le 19/10/35 à CHALONS SUR MARNE (51) de Marc et de Marie-Louise VERNIER,
profession : ingénieur retraité
demeurant 1035 chemin des Blancs 38250 LANS EN VERCORS
ayant pour avocats : Me Thierry DALMASSO et Me Vonnick LE GUILLOU

-M. FRANTZEN Claude Libre

né le 12/04/37 à PARIS 16ÈME (75) de Robert et de Hélène GAUTHERON,
profession : ingénieur général de l'armement
demeurant 14 avenue Théry 92420 VAUCRESSON
ayant pour avocat : Me Daniel SOULEZ LARIVIERE

- Personnes mises en examen -

des chefs de :

- HOMICIDES INVOLONTAIRES PAR MALADRESSE, IMPRUDENCE, INATTENTION, NÉGLIGENCE OU MANQUEMENT À UNE OBLIGATION DE SÉCURITÉ OU DE PRUDENCE IMPOSÉE PAR LA LOI OU LES RÉGLEMENTS

- BLESSURES INVOLONTAIRES AYANT ENTRAÎNÉ DES ITT INFÉRIEURES OU ÉGALES À TROIS MOIS PAR MALADRESSE, IMPRUDENCE, INATTENTION, NÉGLIGENCE OU MANQUEMENT À UNE OBLIGATION DE SÉCURITÉ OU DE PRUDENCE IMPOSÉE PAR LA LOI OU LES RÉGLEMENTS

- BLESSURES INVOLONTAIRES AYANT ENTRAÎNÉ DES ITT SUPÉRIEURES À TROIS MOIS PAR MALADRESSE, IMPRUDENCE, INATTENTION, NÉGLIGENCE OU MANQUEMENT À UNE OBLIGATION DE SÉCURITÉ OU DE PRUDENCE IMPOSÉE PAR LA LOI OU LES RÉGLEMENTS (ACCIDENT DU CONCORDE),

FAITS COMMIS À GONESSE LE 25 JUILLET 2000 EN TOUT CAS SUR LE TERRITOIRE NATIONAL DEPUIS TEMPS NON COUVERT PAR LA PRESCRIPTION (ACCIDENT DU CONCORDE),

FAITS PRÉVUS ET PUNIS PAR LES ARTICLES 221-6 ALINÉA 1ER, 221-8, 221-10, 222-19 ALINÉA 1ER, 222-44, 222-46, R625-2, R625-4, 121-3 DU CODE PÉNAL

RÉQUISITOIRE SUPPLÉMENTAIRE DU 25/06/07

POUR SUIVRE L'INFORMATION,

NOTAMMENT ÉTABLIR LA NATURE JURIDIQUE DE L'OPÉRATION DE RESTRUCTURATION INTERVENUE EN 1999-2000 ENTRE LES SOCIÉTÉS AÉROSPATIALE MATRA, CASA, DASA ET EADS

-M. BURTT Kenneth Témoin Assisté

né le 26/10/56 à CLEVELAND (HOIO) de Robert BURTT et de Margaret Mc Carthy,
profession : vice-président du personnel technique
demeurant chez Maître METZNER 100 rue de l'Université 75007 PARIS
ayant pour avocats : Me Olivier METZNER et Me Mike MERLO

-M. HECKMANN Jean-Pierre Témoin Assisté

né le 09/10/44 à TOULOUSE (31)
de Pierre HECKMANN et de Madeleine LANGEVIN,
profession : Retraité
demeurant 10 chemin de Cantegril 31700 MONDONVILLE
ayant pour avocats : Me Thierry DALMASSO et Me Gérard HONIG

-M. TOULOUSE Pierre **Témoign Assisté**
né le 27/09/39 à FIRMI (12) de Albert et de Gabrielle BARDET,
profession : ingénieur en retraite
demeurant 06 rue de Provence 31400 TOULOUSE
ayant pour avocats : **Me Thierry DALMASSO et Me Gérard HONIG**

-M. CHAMPION Xavier **Témoign Assisté**
né le 16/04/44 à ST AUBIN LES ELBEUF (76) de Francis et de Madeleine LOISEL,
profession : ingénieur en chef
demeurant 9 rue Bégué David 31400 TOULOUSE
ayant pour avocat : **Me Daniel SOULEZ LARIVIERE**

-M. THILLAYE DU BOULLAY Laurent **Témoign Assisté**
né le 29/11/39 à HAUTÔT SUR SEINE (76) de Maurice et de Agnès LE VERDIER,
profession : retraité (ingénieur général armement)
demeurant 13 rue de Caminol 34150 ST JEAN DE FOS
ayant pour avocat : **Me Daniel SOULEZ LARIVIERE**

- Témoins assistés -

-Sté AIR FRANCE
représentée par RAFIN Claude
domicilié CL - DA 45 rue de Paris 95747 ROISSY CHARLES DE GAULLE
ayant pour avocat : **Me Fernand GARNAULT**

-Syndicat ALTER
domicile élu chez Maître BOURSICAN Jérôme, 148 bd du Montparnasse
75014 PARIS
ayant pour avocat : **Me Jérôme BOURSICAN**

- C.H.S.C.T. AIR FRANCE (COMITE D'HYGIENE, DE SECURITE)
domicile élu chez Maître DELHOMME Maxime, 134, Avenue Victor Hugo
75016 PARIS
ayant pour avocat : **Me Maxime DELHOMME**

-Syndicat DES PILOTES D'AIR FRANCE SPAF
représentée par ARNOUX Gérard
domicilié 12 rue des Oliviers 94320 THIAIS
ayant pour avocat : **Me Jean-François ROY**

-Fédération d'associa FENVAC SOS CATASTROPHES
représentée par MENGELLE-TOUYA Jean Jacques
domicilié 25 route de l'Etang de la Tour 78125 VIEILLE EGLISE EN YVELINES
ayant pour avocat : **Me Claude LIENHARD**

-M. FOURNEL Philippe

domicile élu chez Maître RAPPAPORT Roland, 99 rue de la Verrerie 75004 PARIS
ayant pour avocat : Me Roland RAPPAPORT

-Mme IKHLEF Tassadit ép. RACHID

domicilié 20 rue des Noisetiers 95140 GARGES LES GONESSE
ayant pour avocat : Me OUCHIKH

-Melle MANOU Sabrina

domicile élu chez Maître BOUSSEREZ Christian, 8 place de la Fontaine B.P. 77
95020 CERGY PONTOISE CEDEX
ayant pour avocat : Me Christian BOUSSEREZ

-Mme MARCOT Caroline

domicilié 19 chemin de l'Hermitage 73100 MOUXY

-Melle MARTY Aurélie

domicile élu chez Maître RAPPAPORT Roland, 99 rue de la Verrerie 75004 PARIS
ayant pour avocat : Me Roland RAPPAPORT

-Mme MARTY Christiane

domicile élu chez Maître RAPPAPORT Roland, 99 rue de la Verrerie 75004 PARIS
ayant pour avocat : Me Roland RAPPAPORT

-M. MARTY Géraud

domicile élu chez Maître RAPPAPORT Roland, 99 rue de la Verrerie 75004 PARIS
ayant pour avocat : Me Roland RAPPAPORT

-Mme MARTY Marie-José ép. MAINGUY

domicile élu chez Maître RAPPAPORT Roland, 99 rue de la Verrerie 75004 PARIS
ayant pour avocat : Me Roland RAPPAPORT

-M. RACHID Hafite

domicilié 20 rue des Noisetiers 95140 GARGES LES GONESSE
ayant pour avocat : Me OUCHIKH

-M. RACHID Kamel

domicilié 20 rue des Noisetiers 95140 GARGES LES GONESSE
ayant pour avocat : Me OUCHIKH

-M. RACHID Madjid

domicilié 20 rue des Noisetiers 95140 GARGES LES GONESSE
ayant pour avocat : Me OUCHIKH

**- SYNDICAT DES PILOTES DE L'AVIATION CIVILE AIR
FRANCE (SPAC AIR FRANCE)**

représentée par M. LE SECRETAIRE DU COMITE EXECUTIF
domicile élu chez Maître DEVAUX Christian, 50 quai de Jemmapes 75010 PARIS
ayant pour avocat : Me Christian DEVAUX

**-M. SYNDICAT NATIONAL DES OFFICIERS NAVIGANTS DE
L'AVIATION CIVILE (SNOMAC)**

domicile élu chez Maître DEVAUX Christian, 50 quai de Jemmapes 75010 PARIS
ayant pour avocat : Me Christian DEVAUX

- SYNDICAT NATIONAL DES PILOTES DE LIGNE

domicile élu chez Maître RAPPAPORT Roland, 99 rue de la Verrerie 75004 PARIS
ayant pour avocat : Me Roland RAPPAPORT

- Parties Civiles -

Vu l'article 175 du code de procédure pénale,

Vu le réquisitoire de M. le procureur de la République, en date du **27 février 2008**
tendant au renvoi devant le tribunal correctionnel ;

Vu l'envoi par lettre recommandée aux avocats des parties de ces réquisitions,

Vu les observations écrites de Maître Thierry DALMASSO (Cabinet MORGAN LEWIS
& BOCKIUS), Maître Christian BUFFAT (Cabinet HMN & PARTNERS), Maître
Vonnick LE GUILLOU (Cabinet BIRD & BIRD) en date du 09 avril 2008, reçues le 10
avril 2008 ;

Vu les observations écrites de Maître SOULEZ-LARIVIERE en date du
10 avril 2008 ;

Vu les articles 176, 179, 180, 183 et 184 du code de procédure pénale ;

Exposé des faits

-=-=-=-

Le mardi 25 juillet 2000, à 16 heures 44 minutes 22 secondes, au lieu-dit "La Patte d'Oie de GONESSE", situé à l'intersection de la nationale 17 et de la départementale 902, l'appareil Concorde immatriculé F-BTSC, s'écrasait sur l'hôtel Hotelissimo et ce, moins de 2 minutes après avoir reçu le top décollage donné de la piste 26 droite de l'aérodrome de PARIS CHARLES DE GAULLE. Cet aéronef, exploité par la compagnie AIR FRANCE, avait à son bord trois personnels navigants techniques (le commandant de bord, le co-pilote et le mécanicien), six employés appartenant au personnel navigant commercial et cent passagers de nationalité étrangère (allemande-autrichienne-danoise-américaine).

Cet accident provoquait la mort des 109 personnes présentes à bord de l'avion, outre quatre personnes qui étaient présentes au sein de l'hôtel Hotelissimo au moment de la chute de l'avion sur ce bâtiment (Mme CHUNDUNSING et Mme RACHID, femmes de ménage - Mme LIPINSKA et Mme SYPKO, stagiaires de l'hôtel) (Da 9- Da 87 - Da 219 - Db 326) soit un total de 113 personnes.

Trois personnes étaient également physiquement blessées (Da 87) : Mme FRICHETEAU, gérante de l'hôtel Hotelissimo, M. TILLAY, réceptionniste (Da 214) et Mme BROOKING, cliente de cet hôtel (Da 209). Enfin, de nombreuses personnes se trouvant à proximité des lieux, dont Mlle MANOU, avaient subi un choc de nature psychologique.

L'aéronef Concorde immatriculé F-BTSC était quant à lui entièrement détruit.

La Section de Recherches de la Gendarmerie des Transports Aériens était immédiatement saisie et, le 26 juillet 2000, une information était ouverte par le procureur de la république près le Tribunal de Grande Instance de Pontoise des chefs d'homicides involontaires, blessures involontaires ayant entraîné une incapacité totale de travail inférieure ou égale à trois mois et blessures involontaires ayant entraîné une incapacité totale de travail supérieure à trois mois (Da 10).

L'instruction a permis d'une part d'établir la manière dont l'accident s'est produit (chapitre 1) et d'autre part de déterminer les causes de cet accident (chapitre 2).

* * * * *
* * * * *
* * *

Chapitre premier : le déroulement de l'accident

Le Concorde F-BTSC , de type 1, version 101, numéro de série 3, a été construit par les sociétés française SNIAS et anglaise BAC (devenue ultérieurement BAE) et a été mis en service le 24 octobre 1979.

A la date du 25 juillet 2000, cet aéronef totalisait 11 989 heures de vol, ce qui, en comparaison avec d'autres avions, ne correspond pas à un chiffre très élevé. En effet, un DC10 ou un Boeing 747 de la même ancienneté compte en moyenne 100.000 heures de vol en exploitation commerciale.

Le Concorde F-BTSC a fait l'objet d'une visite grand entretien type D01, terminée le premier octobre 1999 et avait volé depuis cette date 576 heures.

Son certificat de navigabilité individuel, délivré le 23 décembre 1975, était valide jusqu'au 29 septembre 2002. Une visite d'entretien de type A01 a été effectuée entre le 17 juillet 2000 et le 21 juillet 2000. Au cours de celle-ci, le boggye du train principal gauche a été remplacé à la suite de problèmes de détection de sous gonflage. L'appareil a ensuite effectué 4 vols les 21, 22, 23 et 24 juillet 2000 (Db 326).

Ainsi, aucune observation particulière n'a lieu d'être formulée au regard de la situation administrative de cet avion.

Dans le cadre de l'analyse du déroulement de l'accident qui s'est produit le 25 juillet 2000 à GONESSE, deux phases doivent être successivement examinées : la préparation du vol en lui même (§1) puis l'envol de l'appareil (§2)

§1 : La préparation du vol

Le vol de l'aéronef Concorde F-BTSC a fait l'objet d'une préparation sur trois plans : technique, commercial et opérationnel.

A/ La préparation technique

La préparation technique recouvre les opérations effectuées avant le vol concernant la maintenance et l'entretien de l'avion (Da 282 à 303).

Cet aéronef Concorde F-BTSC avait atterri à l'aéroport de ROISSY CHARLES DE GAULLE, en provenance de NEW YORK la veille, le 24 juillet 2000. Durant la nuit, diverses opérations à la fois de routine et de réparation d'anomalies techniques ont été réalisées. Le 25 juillet 2000, à 12 heures, l'avion était techniquement prêt à l'exception du moteur Garret qui était en panne. Ce moteur électrique entraîne les "paupières", placées dans le canal d'éjection des gaz d'échappement des réacteurs, lesquelles sont utilisées lors de la mise en fonction de la réchauffe ou post combustion au décollage, en vol, puis lors de l'atterrissage pour l'emploi du réacteur en mode reverse. Lorsque les paupières ne fonctionnent pas, elles sont bloquées dans une position moyenne de 10 degrés pour permettre la réalisation du vol, y compris en vitesse supersonique mais qui génère une perte de poussée au décollage et une augmentation de la consommation de carburant.

Dans cette position fixe des paupières, la perte de poussée résultante induit une pénalité au décollage de moins 4,5 tonnes sur la limitation opérationnelle de poids maxi décollage applicable, ce qui, à charge marchande donnée, conduirait à réduire la quantité de carburant embarqué de 4,5 tonnes, mais également à prévoir en vol un excédent de consommation de 2 tonnes. Dans la mesure où le vol était prévu avec une charge maximale de marchandises et un plein de carburant également maximal, effectuer, dans cette condition de paupières fixes, un trajet sans escale intermédiaire entre PARIS et NEW YORK aurait été impossible. Aussi, le commandant de bord, en arrivant au bureau de préparation des vols, a refusé de s'envoler avec le moteur Garret en panne, même si sur le plan strictement technique cela aurait pu être envisagé. La réparation du moteur Garret a donc été demandée aux services de maintenance (Db 326 - Db 338 - De 26).

La décision du commandant de bord était justifiée sur les plans technique et commercial puisque la durée du trajet était un paramètre important pour le client qui décidait d'emprunter l'aéronef Concorde. Toutefois, dans la mesure où le changement de ce moteur n'avait pas été anticipé, la décision du commandant de bord entraînait un certain retard. Ainsi cette opération commençait à 13 heures 15 pour se terminer à 15 heures 45 (Da 291).

A 15 heures, les travaux d'entretien standard de l'avion débutaient. Un plein complet était effectué, outre un super plein de 300 litres (Da 299) : même le petit réservoir de trop plein était rempli, ce qui provoquait un écoulement de 10 litres de kérosène. Ainsi, du liquide et de la vapeur de carburant se trouvaient dans la tuyauterie correspondante.

Entre autres vérifications, il y a lieu de noter que le gonflage des pneus a été contrôlé avant que l'attestation pour la remise en service (APRS) ne soit signée par le mécanicien au sol.

Ainsi, le Concorde a quitté son lieu de stationnement dans un état matériel présumé bon, aucune erreur apparente ne paraissant avoir affecté les opérations de préparation technique de l'avion.

Néanmoins, après l'accident, lors de l'expertise réalisée au CEAT, il est apparu, qu'à l'occasion du changement du boggie du train gauche réalisé au cours de la visite A01 terminée le 21 juillet 2000, les techniciens avaient oublié de remonter l'entretoise centrale (photographies Da 1995 - Da 1866) (Db 326 - Db 338) (Da 1869 à Da 1871 - Da 1953 à Da 2029). L'entretoise est une pièce chargée de maintenir en place les deux bagues positionnées aux deux extrémités de l'axe du boggie.

En l'espèce, l'aéronef Concorde F-BTSC avait effectué, dans cette configuration sans entretoise, deux vols aller/retour PARIS / NEW YORK sans rencontrer de problèmes particuliers sur les trains d'atterrissage (Da 290). De plus, les experts ont démontré, lors d'essais spécifiques réalisés à TOULOUSE BLAGNAC au mois de juillet 2003, que l'absence d'entretoise dans le boggie et même l'absence de la bague associée côté roue n° 2 n'avait généré ni affaiblissement, ni échauffement, ni dommage au pneu de la roue concernée, pas plus qu'aux pneus voisins. Il est ainsi établi que l'absence de cette pièce n'a, en aucune manière, concouru à la réalisation de l'accident qui s'est produit à GONESSE le 25 juillet 2000 (Db 326 - Db 336 - Db 244 à Db 294).

B/ La préparation commerciale

La notion de préparation commerciale recouvre l'ensemble des opérations de traitement des passagers, des bagages et du fret en vue de connaître la charge finale mise à bord, étant précisé que le commandant de bord doit veiller, en terme de masses, au respect de différentes limitations qui garantissent la sécurité des vols effectués.

Il résulte des investigations que plusieurs dysfonctionnements ont affecté cette phase de préparation du vol (Da 279 à Da 281 - Da 304 à Da308 - Da 315 à 323 - Da 328 à Da 336 - Da 2031 à Da 2075 - Da 2077 à Da 2100 - Da 2116) (Db 326 - Db 335 - De 26).

En principe, en cas de vol normal (par opposition à un vol à la demande ou charter), chaque passager est enregistré avec ses bagages sur lesquels une étiquette comportant un code barre est adressée à deux systèmes informatiques. Ces deux systèmes informatiques sont d'une part le système GAETAN qui répertorie en temps réel le nombre de passagers et la masse des bagages, et d'autre part le système SRB ou système dit de réconciliation ou reconnaissance des bagages qui a vocation, pour des raisons de sûreté, à vérifier, avant la mise en soute de chaque bagage, que ce dernier a bien été enregistré et appartient bien à un passager effectivement présent à bord (Da 336).

En l'espèce, l'aéronef Concorde a été réservé par contrat signé entre le tour-opérateur allemand PETER DEILMANN REEDEREI et la compagnie aérienne AIR FRANCE le 27 septembre 1999 (Da 238 Da 274). Les 100 passagers compris dans ce vol n'ont donc fait l'objet que d'un seul billet à caractère collectif.

Si, par contrat (Da 275), il était mentionné que chaque passager ne devait emporter que 20 kg de bagages, il semblerait que verbalement M. BEHRENS - décédé lors de l'accident- aurait autorisé un poids bagages de 30 kg par personne du fait que ce vol était suivi d'une croisière sur un navire (audition de M. STANGE Da 2097). Il convient toutefois de préciser que la masse excédentaire de bagages ainsi engendrée aurait pu être emportée sur un autre vol.

Par ailleurs, les passagers, pour rallier l'aéroport de ROISSY, étaient partis de plusieurs villes européennes différentes et avaient utilisé, au cours de ces trajets, des billets d'avion individuels. A cette occasion, des erreurs ont été commises puisque dans une vingtaine de cas les bagages des passagers ont été enregistrés deux fois, une première fois dans le cadre d'un pré-enregistrement précédant le départ et une deuxième fois lors de l'enregistrement réel en Allemagne. Le doublon ainsi créé a, ultérieurement mais partiellement seulement, pu être rectifié, les employés ayant, au cours des opérations d'annulation, fait disparaître des bases GAETAN et SRB l'enregistrement des bagages de 29 passagers pour le deuxième tronçon de PARIS à NEW YORK. Néanmoins, ces bagages ont été chargés à bord de l'avion, portant ainsi à environ 600 kg la masse de bagages mise en soute sans enregistrement informatique.

A cette masse, il convient d'ajouter 60 kg de journaux qui ont été sciemment portés à bord de l'aéronef mais qui n'ont pas été pris en compte par le service informatique GAETAN. En revanche, une dizaine de bagages enregistrés sont restés sur le terre plein, ce qui réduit l'excédent du nombre de bagages à 19 (Da 2051 - Da 2053).

Le poids excédentaire de bagages a ainsi pu être évalué à environ 480 kg.

Il convient de retenir qu'en définitive, le chargement réel à bord de l'aéronef Concorde a été de 100 passagers et a donc pu être évalué à 8.253 kg outre 2.615 kg de bagages et de fret, soit un poids total de 10 868 kg.

Par conséquent, à ce niveau, une erreur a été commise par le personnel de la Compagnie exploitante de l'aéronef puisque le poids réellement chargé a été supérieur à celui pris en compte dans le cadre de l'enregistrement. Cependant, le pourcentage d'écart de masse relevé par rapport au poids total de l'avion a été trop faible pour constituer un facteur décisif, ni même contributif à la survenance de l'accident (Db 326).

C/ La préparation opérationnelle

La préparation opérationnelle concerne les derniers préparatifs précédents la décision de décoller : choix de la piste, calcul du volume de carburant à embarquer, prise en compte des données météorologiques et calcul des données techniques qui pourront être utilisées pendant le vol.

Ainsi un avion ne peut être utilisé qu'à l'intérieur d'un cadre normatif précis associé au certificat de navigabilité délivré par les autorités administratives pour chaque aéronef. Au cours de la préparation opérationnelle d'un vol déterminé, il convient de veiller à ce que celui-ci puisse se dérouler dans le respect de limitations qui sont de deux catégories : des limites structurales d'une part et les limites opérationnelles d'autre part.

Les limites structurales sont celles imposées par la structure de l'avion : il s'agit de la masse totale embarquée maximale eu égard aux capacités de résistance de la structure.

Ces limitations, indépendantes des conditions météorologiques du jour, se situent à quatre niveaux. Il s'agit en premier lieu de la masse maxi sans carburant. Vient ensuite la masse maxi avec carburant au décollage, c'est-à-dire la masse précédente plus le carburant au moment où l'appareil décolle. En troisième lieu, se situe la masse maxi début de roulage (c'est-à-dire la précédente plus le carburant pour le roulage). Au final, il existe une masse maxi à l'atterrissage qui est constituée de la masse maxi sans carburant majorée du carburant restant dans les réservoirs au moment où l'avion atterrit.

Les limites opérationnelles varient en fonction de plusieurs paramètres : la quantité d'équipements réellement à bord, l'état technique de l'avion (par exemple, une absence de moteur Garret provoque une augmentation de la consommation de carburant) et les circonstances extérieures (telles que les conditions météorologiques).

Ces limitations du jour sont calculées lors de la préparation du vol. Pour effectuer ces calculs, doivent être prises en compte la masse à vide équipée (soit le poids de l'avion avec les équipements réellement embarqués), la masse sans carburant (soit la masse précédente ajoutée de la masse des passagers et de leurs bagages), et enfin la masse maximale performance au décollage calculée en fonction de variables telles que la longueur de la piste, le vent, la température.

Suivant les circonstances, cette dernière masse peut-être supérieure ou inférieure à la masse maxi structure. En toute hypothèse, c'est la plus faible des masses maxi qui sera retenue, étant précisé que la valeur de la masse maxi performance au décollage ne doit jamais être supérieure à la masse maxi structure au décollage.

En l'espèce, il convient de rappeler qu'au stade de la préparation opérationnelle, le commandant de bord a exigé le changement du moteur Garret puisqu'une telle panne aurait accru la consommation de carburant. Or, dans les calculs, il s'avérait impossible d'augmenter la masse de carburant au risque de dépasser le poids maximum structure au décollage dans la mesure où la masse correspondant aux passagers et à leurs bagages était déjà au maximum.

Une fois le changement du moteur Garrett effectué, le commandant de bord a décidé de faire un plein complet avec sur-plein correspondant à une masse de carburant estimée à près de 95 000 kg.

Il s'avère que cette masse était légèrement supérieure au maximum autorisé puisque ce dernier était de 93 500 kg suivant le calcul établi par les experts en déduisant de la masse maxi structure au décollage (soit 185 070 kg) d'une part la masse des passagers et de leurs bagages (soit 10 000 kg) et d'autre part la masse à vide équipée (soit 81 560 kg).

En définitive, tous paramètres confondus, y compris la vitesse du vent préjudiciable (2kt de vent arrière), la surcharge de l'avion, au moment du lâcher de freins, a été évaluée par les experts à une tonne. Il est apparu cependant au cours de l'information que ce dépassement, certes parfaitement irrégulier, n'a pas été suffisamment important pour avoir un lien de causalité avec l'accident (Db 326 - Db 334).

§2 : Le déroulement du vol

Conformément à l'Annexe 13 de la Convention relative à l'aviation civile internationale, à la Directive européenne 94/56/CE, ainsi qu'à la Loi n° 99-243 du 29 mars 1999, il y a lieu de rappeler que l'enquête technique réalisée par le BEA 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 l'événement des enseignements susceptibles de prévenir de futurs accidents" (De 26). Ceci permet de comprendre le caractère très différent de la démarche d'enquête des membres du BEA par rapport à celle des experts judiciaires qui sont mandatés pour déterminer les causes et les circonstances d'un accident ainsi que pour préciser si celui-ci est imputable à un mauvais entretien, à une réparation défectueuse, à un vice de construction ou à toute autre cause étrangère à l'aéronef (Db 326).

Il résulte, d'une part, des investigations menées par les gendarmes des transports aériens et, d'autre part, des éléments techniques recueillis, que l'accident du Concorde du 25 juillet 2000 s'est produit selon un enchaînement débutant par la rupture du pneumatique de la roue n°2, puis la destruction de l'intrados entraînant une importante fuite de carburant sous l'aile, et enfin l'inflammation de ce carburant. L'avion a alors été soumis à des baisses de poussée des deux réacteurs côté gauche avant que le contrôle de l'avion n'échappe à l'équipage.

A/ La rupture du pneumatique

Les investigations ont permis d'établir le moment exact de l'éclatement du pneumatique de la roue n°2 du train principal gauche au cours du processus d'envol ainsi que les causes de cet incident.

1° / Le moment de l'éclatement du pneumatique

La phase de roulage d'un aéronef s'étend depuis l'autorisation de mise en route jusqu'à l'instant précis où le commandant de bord donne le top de décollage.

En l'espèce, le 25 juillet 2000, à 16 h 07', le contrôleur de la tour de contrôle accordait l'autorisation de mise en route à l'aéronef Concorde F-BTSC et confirmait l'utilisation possible de la piste 26 droite pour le décollage.

A 16 h 25', après le démarrage du réacteur n°3 puis n°2, l'avion était tracté vers le chemin de roulement adéquate (ou taxiway).

A 16 h 27', l'officier pilote recevait l'autorisation de roulage.

A 16 h 35', le roulage commençait.

A 16 h 42', l'officier pilote accusait réception de l'autorisation de décollage sur la piste 26 droite et annonçait le top décollage.

La consommation réelle de carburant constatée à ce moment précis s'élevait à 800 kg au lieu des 2 000 kg initialement prévus par l'équipage au moment de la préparation du vol. Ainsi, le décollage s'est effectué avec une surcharge d'une tonne par rapport à limite de masse structurale au décollage (185 070 kg).

Par ailleurs, il était annoncé par la tour de contrôle un vent arrière de 090° pour 8 kt (noeuds), ce qui aurait engendré une surcharge de plus de 5 tonnes. Les experts ont en effet calculé que la limite opérationnelle, dans les conditions réelles de vent arrière d'une intensité constante de huit noeuds, aurait décri à une valeur inférieure à la limite structurale, c'est à dire à 180 450 kg au lieu des 185 070.

Ainsi, l'avion aurait été en surcharge, d'une part, par rapport à la limite structurale et, d'autre part, par rapport à la limite opérationnelle descendue en dessous de la limite structurale.

Il a cependant pu être établi qu'en réalité le vent instantané était moins fort que le vent moyen sur 2 minutes de 090° pour 8 kt tel qu'annoncé (Db 326 - De 26).

Ainsi, même si les normes en vigueur n'ont pas été scrupuleusement respectées en ce sens qu'en principe le décollage ne doit pas avoir lieu si l'avion est en surcharge par rapport à la limite structurale et que, dans la réglementation d'AIR FRANCE, il est prévu l'obligation de rédiger un nouveau carton de décollage, et donc le calcul de nouvelles limitations et vitesses associées au décollage, si une augmentation de la composante de vent arrière de plus de 2 kt apparaît, pour autant, en pratique, compte tenu de la réalité du vent et de la relativité de la surcharge, aucune faute en relation avec l'accident qui s'est produit ne peut être relevée à ce niveau.

La phase de décollage s'étend quant à elle du moment où le commandant de bord donne le top de décollage jusqu'à l'instant où l'appareil se trouve en vol après une séquence, dite de rotation, au cours de laquelle le commandant de bord actionne la commande de gouverne de profondeur pour faire quitter le sol à l'avion.

A 16 h 42' 31", le commandant de bord annonçait le top décollage.

A 16 h 43'03", l'officier pilote annonçait que la vitesse V1 choisie, c'est à dire la vitesse à partir de laquelle l'arrêt décollage dans la limite de la piste n'est plus possible, était de 150kt. L'accélération et la distance parcourue étaient parfaitement normales, ce qui établit un bon fonctionnement des réacteurs qui étaient en pleine poussée (De 26)

A 16 h 43' 09", à une distance de 1700m du seuil de la piste, à l'intersection de la piste 26 droite et du taxiway Whisky 7, la roue n°2 du train principal gauche du Concorde roulait sur une lamelle en titane tombée d'un appareil DC10 de la compagnie CONTINENTAL AIRLINES qui avait décollé 4 minutes auparavant de la même piste. Le Concorde roulait alors à la vitesse de 176 kt, soit 90,5 m/sec. La lamelle tranchait instantanément l'enveloppe du pneumatique et provoquait à la fois une destruction rapide du pneumatique et un effet de souffle par libération quasi instantanée du volume d'azote sous pression contenu initialement dans l'enveloppe. Toutes les investigations et expertises effectuées au cours de l'information ont permis d'écarter toute hypothèse d'un affaiblissement préalable des pneumatiques par échauffement, détérioration, ripage ou autre cause (Db 326).

Immédiatement après la rupture du pneumatique et la projection consécutive de morceaux de pneu, le système de déflection d'eau, tant dans sa partie avant (devant le pneu) que dans sa partie centrale (sous le boggie), était détérioré. Des morceaux du déflecteur d'eau ont ainsi été retrouvés sur la piste après l'accident.

Le déséquilibre provoqué par l'éclatement du pneumatique de la roue n°2 générait des vibrations d'origine mécanique qui se propageaient jusque dans la structure de l'aile et dans le carburant contenu dans cette dernière. Ces vibrations allaient participer au phénomène de rupture de l'intrados.

2° / Les causes de l'éclatement du pneumatique

La découverte, après l'accident, sur le côté droit de la piste 26 droite d'une lamelle en titane appelée bande d'usure ou wear strip, l'analyse de cette pièce et les rapprochements qui ont pu être effectués avec un appareil DC 10 immatriculé n°13067 de la compagnie CONTINENTAL AIRLINES qui avait décollé le 25 juillet 2000 de la même piste que le Concorde quatre minutes auparavant, ont permis d'établir que le pneumatique de la roue n°2 du train principal gauche du Concorde était passé sur cette lamelle perdue.

Après l'accident, les gendarmes ont découvert cette pièce ayant la forme d'une lamelle à proximité immédiate de la piste 26 droite (scellé 139 PISTE 26 R). Il a pu être rapidement établi qu'elle ne provenait ni d'un véhicule automobile ni de l'aéronef Concorde (Da 603). Il a donc été nécessaire de vérifier si elle n'avait pas été perdue par un autre avion.

Dans le cadre d'une première commission rogatoire délivrée dès le 26 juillet 2000, les gendarmes des Transports Aériens ont adressé, aux compagnies propriétaires ou exploitantes des 500 avions ayant atterri ou décollé de l'aéroport de ROISSY avant le Concorde le jour de l'accident, des réquisitions en vue d'identifier la provenance du wear strip retrouvé sur la piste (Da 2339 à Da 2410).

Parallèlement, un enquêteur du BEA du nom de M. GOUVARY est parvenu à identifier 19 avions qui avaient décollé trois quarts d'heure avant le vol du Concorde sur la piste 26 droite (Da 2358).

Parmi ces avions, M. GOUVARY s'est aperçu, au mois d'août 2000, qu'un DC 10 immatriculé n°13067 n'était pas revenu sur l'aéroport de ROISSY Charles de Gaulle depuis le 26 juillet. Cet enquêteur a alors demandé l'assistance du NTSB (l'équivalent du BEA aux Etats Unis) pour faire revenir cet avion dans le cadre d'un vol régulier. Le 31 août 2000, M. GOUVARY a profité du retour de cet aéronef sur PARIS pour l'examiner. Il a, à cette occasion, remarqué la présence de bavures sur le capot fan du moteur n°3. L'avion devant repartir, il s'est déplacé le 2 septembre 2000, à HOUSTON, où il a pu se faire ouvrir le capot de l'inverseur avant et arrière du moteur n°3 en présence de représentants de la FAA et du NTSB. Il a pu alors constater l'absence d'un wear strip servant de joint entre les deux capots de l'inverseur. Les mesures prises correspondaient aux dimensions de la pièce découverte sur la piste 26 droite. La société CONTINENTAL AIRLINES a décidé ensuite, de sa propre initiative, de déclarer l'incident à la FAA et de conduire l'avion dans un hangar où les pièces concernées (capots avant et arrière et wear strip adjacent du capot avant droit du moteur trois) étaient démontées et mises à l'abri, sans être pour autant saisies. M. GOUVARY a pu

prélever un morceau de mastic sur le support à l'endroit de la pièce manquante, de la peinture époxy verte recouvrant le capot et un rivet retiré sur un wear strip du capot opposé. Il conservait le tout à la disposition de la justice (Da 2358 - Da 2358 ter).

Il convient d'observer que les agents de la compagnie CONTINENTAL AIRLINES basés à l'aéroport de ROISSY, M. MECHIN et M. GRONDIN, qui ont eu à effectuer les visites d'inspection sur l'avion DC 10 n°13067, n'avaient rien remarqué de particulier ou d'anormal, tant à l'arrivée puis au départ de l'appareil le 25 juillet 2000 que le lendemain, le 26 juillet 2000 au retour de cet avion en fin de matinée (Da 2393 et 2395).

A partir d'expertises mises en oeuvre sur la lamelle saisie, sur la nacelle du DC 10 de la compagnie CONTINENTAL AIRLINES ainsi que sur les morceaux de pneu saisis de l'aéronef Concorde, il a pu être prouvé, d'une part, que la bande d'usure avait bien été perdue par le DC 10 de la compagnie CONTINENTAL AIRLINES et, d'autre part, qu'il s'agissait de la pièce qui avait fait éclater le pneumatique du Concorde le 25 juillet 2000.

Un première expertise de comparaison entre des prélèvements effectués sur la lamelle retrouvée sur la piste et ceux de peinture verte et de mastic rouge réalisés à HOUSTON sur la demi-nacelle du DC 10 n°13067 de la compagnie CONTINENTAL AIRLINES, le 9 juillet 2002, dans le cadre de l'exécution d'une commission rogatoire internationale, a permis d'établir que le mastic était identique.

S'agissant de la peinture, l'analyse a montré l'existence, en dépit de rapprochements caractérisés, d'une légère différence qui peut s'expliquer par le fait que la quantité minimale de matière à analyser a rendu difficile la détection des éléments à l'état de trace : du chromate de strontium et d'antimoine ont été détectés à l'état de traces uniquement dans les prélèvements effectués sur la lamelle (Db 223 - Db 15). Cette réserve n'est cependant pas de nature à entacher la conclusion selon laquelle la lamelle du DC 10 n°13067 est bien celle trouvée sur la piste d'envol du Concorde.

La lamelle trouvée sur la piste d'envol du Concorde a ensuite été comparée à la partie correspondante de son support sur la nacelle du réacteur n°3 du DC 10 n° 13067 de la compagnie CONTINENTAL AIRLINES. Il s'avère que tant la dimension de la pièce que le nombre de trous et les rivets utilisés sont équivalents. Ainsi, la pièce du capot présente 37 perçages de même diamètre que ceux de la lamelle. De même, les perçages et les empreintes visibles sur la face côté mastic de la lamelle correspondent à l'ensemble des perçages relevés sur la pièce support du capot moteur. Enfin, la comparaison est identique entre les zones d'arrachement du mastic de la lamelle et celles du mastic de la pièce capot (Db 22).

Il résulte d'un premier examen des morceaux du pneumatique de la roue n°2 effectué par l'expert M. ROQUES-CARMES au mois d'août 2000 que la coupure lisse et classique du pneu a été créée par un objet contondant qui peut correspondre à la tranche de la lamelle métallique au regard de l'adéquation entre la forme de la coupure

du pneu et la forme de la lamelle métallique, de l'adéquation également entre l'arrachement de matière et la déchirure du flanc du pneu avec une extrémité caractéristique de la pièce métallique et de la corrélation enfin entre les positions des rivets de la lamelle et les arrachements de matière sur la surface de la coupure (Db 7).

Le lien entre la bande d'usure du DC 10 de la compagnie CONTINENTAL AIRLINES et le pneumatique de la roue n°2 du Concorde est conforté par les résultats de l'expertise confiée à M. RIPOCHE et à Mme TRIQUENAU et qui portait sur l'analyse de la matière noirâtre retrouvée sous la tête de rivet n°3 restée en place sur la lamelle métallique. En effet, il ressort des conclusions de cette expertise que le prélèvement de matière noirâtre retrouvée sous cette tête de rivet restée en place sur la lamelle métallique et les prélèvements effectués sur deux morceaux du pneumatique de la roue n°2 du Concorde sont formulés à partir du même polymère ou association de polymères (Db 138).

Par ailleurs, une autre expertise, confiée à M. RIPOCHE et M. GALLAS, démontre non seulement que la lamelle était de nature à découper le pneumatique, mais encore que sa fabrication en titane rendait inévitable l'éclatement du pneu (Db 135).

En effet, trois essais de passage en dynamique du pneumatique sur une lame en aluminium (matière utilisée pour la fabrication des bandes d'usure d'origine constructeur) n'ont pas conduit à l'éclatement du pneumatique.

Deux essais réalisés avec des lames en acier inox ont produit dans le premier cas un éclatement et dans le second une coupure mais sans éclatement.

Les trois essais effectués avec une lame en alliage de titane ont provoqué des éclatements du pneumatique avec reproduction du faciès de découpe caractéristique de celui observé sur le morceau de pneu retrouvé sur la piste le jour de l'accident (scellé n°138/26D).

Ce phénomène est dû au fait que le titane présente une tenue à l'écrasement trois fois plus élevée que l'aluminium ou l'acier inoxydable.

Ainsi, il apparaît que la présence de la bande d'usure de l'appareil DC10 de la compagnie CONTINENTAL AIRLINES est directement à l'origine de la coupure puis de l'éclatement du pneumatique de la roue n°2 du Concorde, et que, de surcroît, le fait que cette lamelle ait été fabriquée en titane a rendu ladite coupure inévitable en présence des pneumatiques utilisés sur l'aéronef Concorde.

Enfin, il ressort de l'information que la coupure de ce pneumatique a pour cause exclusive son passage sur la bande d'usure puisqu'il est établi que l'ensemble des composants des roues du train d'atterrissage gauche, y compris les pneumatiques de la roue n°2, était conforme aux spécifications techniques et aux règles de l'art, que les pneumatiques des roues n°1, 5 et 6 n'ont pas éclaté au cours du roulage, assurant ainsi correctement leur fonction au décollage et enfin que l'absence d'entretoise dans le

boggie du train principal gauche n'a pas eu d'influence sur le comportement des roues, des pneumatiques et des performances de l'avion.

B/ La destruction de l'intrados

Un premier morceau de réservoir de 32 cm x 32 cm (scellé 7 PISTE 26/D/771) a pu être retrouvé sur la piste immédiatement après l'accident mais son identification s'est avérée difficile, l'aile gauche de l'avion ayant fondu en grande partie dans le brasier consécutif au crash. Les recherches entreprises ont permis de déterminer qu'il était issu du réservoir n°5. Au cours des opérations de reconstitution de l'aile, parmi les éléments non complètement fondus, un autre morceau en provenance du réservoir n° 5 a pu être identifié (scellé 1/DH/53/772).

Ces deux pièces ont été confiées à des experts, Mme BOUCHEZ et M. ROULLOT aux fins d'analyse. Il ressort de leur rapport que le scellé 7 PISTE 26/D est "constitué d'un morceau d'intrados du réservoir n°5 de l'aile gauche" et que les examens ont montré qu'"il n'a pas été exposé au feu et ne présente aucun impact antérieur à sa rupture, rupture due à une poussée orientée de l'intérieur vers l'extérieur, ayant entraîné le gonflement et l'arrachement en vol de la pièce".

S'agissant du scellé 1/DH/53/772, il provient également de l'intrados du réservoir n°5 et se trouvait situé au niveau de l'aile gauche dans le prolongement du précédent scellé. Cette pièce "présente une perforation de 40 mn de large et 10 mn d'ouverture qui résulte d'un impact qui se serait produit de l'extérieur vers l'intérieur du réservoir, du bas vers le haut, de la gauche vers la droite et plutôt de l'arrière vers l'avant. En conséquence, le projectile pourrait provenir de la région du train d'atterrissage principal gauche". Enfin les différentes analyses effectuées sur ce scellé ont démontré qu'aucun élément étranger au matériau constituant le réservoir et aux couches de peinture appliquées n'a été détecté (Db 66).

En 1979, un incident avait eu lieu à WASHINGTON au cours duquel un éclatement de pneus avait provoqué une rupture de l'intrados de l'aile gauche en plusieurs endroits avec des fuites de carburant, dont 6 importantes.

A la suite de cet événement, des essais de projections de morceaux de pneu avaient été conduits au CEAT de TOULOUSE dans le but de mettre en évidence le phénomène de perforation. Au cours de cette campagne d'essais, deux enfoncements et cinq perforations ont eu lieu, étant précisé que ces essais ont été effectués à l'aide de masse égale à 1 kg sur des caissons vides de carburant. Parmi ces cinq perforations, deux l'ont été dans une région de l'intrados où l'épaisseur était de 2 à 2,1 mm. Or, il convient de préciser que de nombreuses zones du réservoir n°5 ont une épaisseur de 1,2 mm.

En dépit de ces résultats, qui démontraient que le phénomène de perforation n'avait rien d'exceptionnel, aucun essai n'a été effectué avec des masses plus importantes, pas plus que sur des caissons représentatifs du Concorde, à savoir remplis de carburant.

De nouveaux essais ont donc été effectués après l'accident de GONESSE, entre les mois de janvier et juin 2001, au CEAT de TOULOUSE.

C'est la société EADS qui a sollicité la mise en oeuvre de cette nouvelle campagne d'essais en modifiant certaines données. Ainsi des morceaux de pneus de 4,8 kg ont été projetés à la vitesse de 106 m/s sur des caissons remplis d'un liquide de substitution au kérosène. Le but de ces essais était de tenter de reproduire une rupture indirecte du réservoir, dite rupture en mode 2 (ou rupture de l'intérieur vers l'extérieur à un endroit différent de celui de l'impact du pneu).

Les essais ont permis d'observer, qu'à l'endroit de l'impact, il ne se produisait aucune déchirure directe mais une déformation de la peau de l'extérieur vers l'intérieur (phénomène dit mode 1). Par ailleurs, l'effet de la projection en mode 2 (indirect) a été partiellement reproduit puisqu'une déformation a été constatée dans le sens de l'intérieur vers l'extérieur dans une zone voisine de l'impact, sans toutefois provoquer de rupture (Db 326).

Ainsi, ces essais ont été l'occasion de reproduire le même type de déformation du réservoir que celui observé sur le morceau d'intrados découvert après l'accident du Concorde de GONESSE (objet du scellé 7 PISTE 26/D). Les enquêteurs du BEA, dans leur rapport, en ont donc conclu que "le scénario selon lequel un morceau de pneumatique de 4,5 kg - tel que celui retrouvé sur les lieux du crash- venant heurter la paroi intrados de l'aile a entraîné par un phénomène de convection dans le carburant l'éjection d'un morceau du réservoir 5 paraît être le plus représentatif de la physique générale de l'accident, sans toutefois exclure la contribution d'autres apports d'énergie" (De 26). Cependant, aucune preuve de l'existence et de la localisation exacte de l'impact n'était alors apportée, pas plus d'ailleurs que le mécanisme de rupture.

En effet, il convient de rappeler qu'aucun des tirs réalisés au cours de cette campagne d'essais de 2001 avec un morceau de pneu de près de 5 kg et à une vitesse d'impact de 106 m/sec n'a permis de conduire à une rupture effective de la peau du réservoir, tant en mode 1 qu'en mode 2.

Suivant les données des simulations qui ont été réalisées, il aurait donc manqué dans le réservoir utilisé lors des essais et dans les conditions de choc testées, près de 30% de l'énergie nécessaire pour expliquer la rupture mécanique du réservoir en mode 2 (Db 326).

Toutefois, il paraît nécessaire de préciser deux points. D'une part, la valeur de 106 m/sec retenue au cours des tests correspondait aux limites des capacités de l'installation d'essai du CEAT, et ne tenait pas compte de l'accélération qu'apportait à tous les débris projetés le jet d'azote s'échappant du pneumatique au moment de sa rupture, comme cela sera développé ci dessous. Ainsi une valeur supérieure de vitesse réelle d'impact pourrait fournir les 30% d'énergie nécessaire. D'autre part, les travaux de simulation ont reposé sur des données théoriques portant sur les qualités générales de résistance à la rupture du matériau sans vérification spécifique sur le morceau d'intrados retrouvé sur la piste après l'accident de la réalité de ces données, notamment au regard d'un vieillissement de 30 années en exploitation supersonique qui pourrait avoir affecté sa résistance à hauteur des 30 % d'énergie manquant.

Cependant, les experts, dans un groupe de travail spécialisé lancé courant 2002, ont tenté d'explorer les autres voies pouvant conduire à la démonstration de la présence d'énergie supplémentaire, permettant de dépasser le phénomène de simple déformation à l'endroit direct du choc et l'obtention d'un mécanisme de rupture à un endroit adjacent de la structure. (Db 326 - Db 345 - Db 351)

Comme cela a été développé précédemment, des essais spécifiques de coupure de pneumatiques par des lamelles de matériaux différents ont été effectués au cours de cette année 2001. Ces essais ont été l'occasion de révéler que le phénomène de coupure du pneumatique par une lame en titane s'accompagnait d'une véritable explosion. Il n'a pas été possible de quantifier, en décibels, l'intensité de l'onde sonore, émise au moment de la coupure, tous les micros installés, en espace libre, même à 13,50 m de l'endroit de la coupure, ayant saturé. L'intensité de cette onde sonore a, toutefois, pu être estimée comme étant supérieure à 180 db, étant précisé que ces mesures ont été effectuées avec des vitesses de roulement de roue de 60 m/sec au moment de la coupure provoquée par la machine d'essais alors que la vitesse réelle de roulement lors de la coupure du pneu du concorde accidenté était de 90,5 m/sec. Or, c'est le temps mis pour effectuer la coupure du pneu qui détermine directement l'intensité sonore de l'explosion entendue : plus la vitesse de roulement est importante, plus bref est le temps de coupure et plus l'explosion est forte (Db 145 - Db 326). Il est enfin intéressant de relever que de nombreux témoins visuels de l'accident ont évoqué, au cours de leurs auditions par les gendarmes, un "bruit beaucoup plus fort que d'habitude" "indescriptible" "assourdissant" "énorme" (Da 452 - Da 431 - Da 370 - Da 376 - Da 389 - Da 457 - Da 455).

Par ailleurs, lors de la coupure du pneumatique par la lamelle, les expertises ont permis de montrer que la déchirure très rapide de l'enveloppe libère brutalement l'azote sous pression contenue dans le pneu, créant ainsi une onde de choc. Les experts ont recherché à calculer l'ordre de grandeur des caractéristiques de cette onde de choc lorsqu'elle atteint l'intrados de l'aile. Ils ont ainsi établi que cette onde de choc, outre les dégâts provoqués sur les éléments voisins du train d'atterrissage, peut être suffisante pour produire dans le carburant des phénomènes de cavitation et de comportement particulier des bulles contenues dans le carburant (Db 345).

Aux termes de l'instruction, il ressort qu'un effet diesel peut se produire dans un carburant contenant des micro-bulles d'air au moment où il est traversé par une onde de choc d'intensité suffisante. La compression du mélange carburant et air, à cet instant, induit une augmentation très importante de la pression dans chaque micro-bulle puis une implosion de cette bulle. Il apparaît ainsi qu'à partir de la proportion d'1% de bulles d'air dans le carburant, il est possible d'arriver, par l'effet diesel, à une énergie d'origine chimique potentielle du même ordre de grandeur que l'énergie cinétique apportée par le choc du projectile lui-même. (Db 326 - thèse de M. STIMPFLING : Da 2456 à Da 2465).

Or, selon les experts, les bulles étaient présentes dans les réservoirs au moment de l'accident pour plusieurs raisons. D'une part, dans le kérosène, comme dans tout liquide, après les opérations de plein de carburant, des gaz dissous sont présents car ces opérations de remplissage nécessitent des transferts de kérosène, sous un débit important, dans des réservoirs relativement plats, et dont le volume interne est encombré de nombreux éléments métalliques aux formes sophistiquées. D'autre part, s'agissant plus particulièrement du Concorde, un système spécifique de dégazage du carburant est mis en route au roulage et pendant la montée. Toutefois, ce système n'est mis en place que pour les réservoirs 5a, 6, 7a et 8, ce qui a amené les experts à en déduire que, dans le réservoir n° 5, le carburant contenait des micro-bulles lors du roulage et du décollage, le carburant de ce réservoir n'étant pas dégazé.

De plus, dans tout liquide, lorsque des vibrations se propagent, elles produisent un phénomène de coalescence des micro-bulles de gaz dissous, c'est à dire que ces micro-bulles s'assemblent pour former des bulles plus grosses. Or, en l'espèce, le réservoir a été soumis à de fortes vibrations provenant du balourd provoqué par la rupture du pneumatique, lesquelles se sont propagées, dans toute la structure de l'aile, à la vitesse de 1 à 5 km/sec (Db 326). Par ailleurs, l'onde sonore évoquée précédemment, a alimenté en vibrations le carburant contenu dans le réservoir et ce d'autant qu'il résulte de travaux récents portant sur la sonochimie, qu'une source sonore très importante produit des phénomènes de cavitation très particuliers. En effet, les bulles apparaissant dans le liquide sont à leur tour soumises à l'excitation ultra sonore qui provoque leur croissance, leur oscillation puis leur brusque implosion. L'onde de surpression crée (= coup de bélier hydraulique) par le choc mécanique des morceaux de pneu projetés à une vitesse réelle évaluée à 100 m/sec, et l'impact de débris métalliques constitués de cornières provenant du déflecteur d'eau central à une vitesse estimée entre 120 et 160 m/sec, combinée avec l'effet diesel consécutif a donc amplifié des phénomènes de coalescence de bulles et de cavitation déjà initiés dans le carburant du réservoir n°5.

Il a pu, en effet, être établi au cours des expertises que le plateau du déflecteur d'eau central horizontal, placé à 15 cm du sol, et ses parties les plus exposées, notamment les cornières, a pu être cassé en sa partie médiane sous l'effet combiné du choc avec la bande de roulement une fois déchirée, du jet d'azote initialement sous pression dans le pneu et de l'onde de choc initial de la coupure du pneu. Il convient d'ailleurs d'ajouter d'une part que cette partie médiane du déflecteur d'eau n'est plus

consolidée, à cet endroit, par les cornières longitudinales, qui se trouvent par contre placées dans la partie inférieure, et d'autre part que le capot de servo-valve, qui protège notamment l'attache supérieure du déflecteur d'eau central, a été retrouvé sur la piste après l'accident, bosselé et noirci, non pas par de la suie de combustion de kérosène, mais par des pellicules de carbone en provenance des disques de frein, phénomène résultant de l'effet de souffle induit de la projection subite d'azote au moment de la coupure du pneu (Db 74 - Db 326).

Ainsi, il résulte des travaux d'expertise, que l'effet diesel a pu se produire et donc apporter au processus de destruction engagé le supplément d'énergie éventuellement, compte tenu des réserves émises précédemment, nécessaire à la réalisation du dommage.

C/ L'inflammation du carburant

Parmi les débris retrouvés sur le lieu du crash après l'accident, se trouvait un morceau d'intrados (scellé 1/DH/53/772) issu du réservoir n°5 et présentant une perforation qui a, dans un premier temps, intrigué les experts dans la mesure où aucune trace de matériau autre que les composants présents sur ce scellé n'était présente à proximité du trou d'impact (Db 66).

Les recherches ont alors été orientées dans le voisinage immédiat du pneumatique en vue d'identifier la présence de pièces métalliques non seulement susceptibles d'avoir été brisées puis projetées sur l'intrados mais également de même composition métallurgique, permettant d'expliquer l'absence de trace d'autre type de matériau. Il est apparu que c'était le cas de certaines cornières et pièces de liaison de la partie médiane du déflecteur central d'eau, qui sont en alliage A-U2GN, et dans une zone exposée comme cela a été indiqué précédemment.

Dans le cadre du groupe de travail spécialisé lancé courant 2002, des tirs expérimentaux de cornières identiques en A-U2GN à des vitesses variant de 103 à 134 m/sec ont été effectués et ont permis de valider d'une part la vitesse limite de perforation, comprise entre 110 et 120 m/sec, et de montrer, d'autre part, par simulation, qu'une cornière dite type 200 projetée avec une interaction côté bout plat et une orientation initiale de 20° par rapport à l'intrados, conduisait à une géométrie de perforation très proche de celle réelle, observée sur le scellé 1/DH/53/772 (Db 326 - Db 345 - Db 351).

Par ailleurs, il a alors été vérifié, par les experts judiciaires, que le frottement de 2 cornières en A-U2GN, au delà d'une vitesse relative de 100m/s, provoque des étincelles. Selon des spécialistes du centre de la Délégation Générale pour l'Armement de PLOUHINEC (56), qui ont dirigé une étude sur les effets d'impacts de projectiles sur les réservoirs de carburant, il est très improbable qu'un seul impact puisse, à la fois, perforer une paroi de réservoir, puis enflammer la fuite de carburant qui s'en écoule. En effet, il apparaît que les étincelles provoquées éventuellement au moment de l'impact

ont généralement eu le temps de perdre la plus grande partie de leur énergie, et donc, de leur possibilité d'enflammer le carburant qui s'échappe et se vaporise, suite au même impact initial. En revanche, ces spécialistes ont observé que, lors de chocs successifs dans la même zone, les étincelles produites par ces impacts étaient capables de provoquer une inflammation du mélange constitué du carburant vaporisé et de l'air ambiant déjà présent, car produit par un impact antérieur.

Or, tel a pu être le cas en l'espèce dans la mesure où d'une part, un phénomène de mitraillage de l'intrados avait été constaté par le passé sur le Concorde, et où d'autre part, les photos prises aussitôt après le décollage de l'avion à GONESSE montrent 4 petites fuites enflammées, dont 2 à l'avant gauche de la fuite principale, ce qui a permis aux experts de conclure à la très grande probabilité d'impacts métalliques multiples autour de la zone de fuite du réservoir n°5 (photos p 191 Db 326).

De plus, l'observation de la première tache de kérosène, tombé majoritairement non enflammé sur la piste, comporte en avant droite une petite zone périphérique noirâtre de carburant a priori déjà enflammé (De 26 - Db 326). L'inflammation d'un spray, dû à un premier choc perforant, par des étincelles causées par un ou plusieurs autres chocs de projectiles en A-U2GN postérieurs, apparaît donc crédible. Par ailleurs, certains témoins visuels ont pu décrire la présence de gerbes de flammes sortant comme un geyser ou un chalumeau de l'aile gauche de l'appareil, l'un d'entre eux précisant même avoir vu une petite flamme suivie d'une torche de feu (Da 451 - Da 453 - Da 433 - Da 422 - Da 425 - Da 468 - Da 2133).

D/ La déviation de la trajectoire puis le décollage effectif et la perte de l'avion

Entre 16 h 43' 12" et 16 h 43' 13', 2 réacteurs enregistraient de manière quasi-simultanée leur première perte de poussée. L'origine de cette baisse de poussée a été recherchée dans l'hypothèse de l'ingestion de gaz chauds par ces réacteurs, mais elle impliquait une présence prolongée de gaz chauds. De l'ensemble des investigations techniques, il ressort que les réacteurs n°1 et n°2 ont subi une perturbation aérodynamique très passagère dans les entrées d'air à la suite du passage de l'onde de choc aérienne causée par la rupture du pneu et un phénomène d'appel d'air important lors de l'inflammation du mélange kérosène et air.

A partir de 16 h 43' 13", le Concorde commençait à dériver sur la partie gauche de la piste, conséquence directe de l'importante perte de poussée des moteurs n°1 et n°2. La poussée n'était plus alors que de 50% et essentiellement délivrée par les moteurs n°3 et n°4 (Db 326 - De 26).

A 16 h 43' 15", au moment où se produisait le début de l'embarquée à gauche, un nouveau braquage de la gouverne de direction était enregistré. Une seconde plus tard, l'officier mécanicien navigant prononçait le mot stop, mot qui relève normalement de la seule compétence du commandant de bord. Selon les experts judiciaires, le

mécanicien a dû constater la chute des paramètres des deux réacteurs et prendre conscience qu'un décollage conduirait à une catastrophe. Il aurait alors tenté de provoquer un arrêt décollage. Mais cette incitation ne pouvait, à juste titre, qu'être ignorée par le commandant de bord puisque l'avion roulait à la vitesse de 198 kt, et avait dépassé V1 (= 150 kt). L'officier pilote de ligne avait même prononcé Vr (vitesse de rotation) pour annoncer le début de la rotation (Db 326).

La déviation de la trajectoire s'étant poursuivie, l'avion cassait une balise du bord gauche de la piste juste avant 16 h 43' 21".

Selon les experts, durant cette phase, le commandant de bord a débuté la rotation de l'avion à 183 kt au lieu de 199 kt, c'est à dire de manière anticipée, à une vitesse trop faible, alors qu'il restait 2000 m de piste. La vitesse de 199 kt est, en effet, la vitesse d'action qui permet au pilote de cabrer l'avion. Cette vitesse est calculée afin, qu'avec une action standard sur la commande de profondeur, l'avion se retrouve en l'air à la vitesse V2 (en l'espèce 220 kt), vitesse recommandée de montée initiale immédiatement après le décollage. Toutefois, le recours à cette rotation prématurée s'explique éventuellement par le fait que le pilote a dû craindre de ne pouvoir maintenir l'avion sur la piste, ce qui s'est confirmé par le fait que, quelques secondes plus tard, le train principal gauche brisait la balise marquant la limite gauche de la piste. Ainsi, au vu des résultats des investigations, ce comportement ne saurait être constitutif d'une faute avérée (Db 326).

A 16 h 43' 21", le décollage de l'aéronef Concorde était effectif. La vitesse de l'avion était alors de 205 kt, soit 15 kt en dessous de la vitesse prévue V2 (= 220 kt), et la distance du seuil de la piste de 2 900 m.

A 16 h 43' 24": l'officier mécanicien annonçait qu'il coupait le moteur n°2. A cet instant, la vitesse de l'avion était de 200 kt, donc inférieure à la valeur Vzrc train sorti (208 kt), vitesse en dessous de laquelle le taux effectif de montée de l'avion est nul. Dans de telles conditions, selon les experts, la procédure arrêt réacteur devrait être momentanément différée (Db 326).

A 16 h 43' 27": le régime du moteur n°2 passait sous les 58% déclenchant le passage automatique en mode contingency des réacteurs n°1, 3 et 4. Le moteur n°1 n'a fonctionné dans ce mode que 7 secondes plus tard. La poussée qu'il a alors délivrée était inférieure de 5% à la valeur nominale avec réchauffe en mode contingency. La vitesse de l'avion, déjà faible, décroissait et atteignait 198 kt.

A 16 h 43' 28" : le réacteur n°1 récupérait pratiquement sa puissance, alors que le réacteur n°2 était complètement arrêté.

A 16 h 43' 30" : le commandant de bord demandait la rentrée du train, laquelle n'a jamais pu s'effectuer à la suite des dommages aux circuits électriques et

hydrauliques causés par les projections métalliques et les morceaux de pneu. Dans les secondes suivantes, le contrôleur confirmait la présence de fortes flammes derrière l'aéronef.

A 16 h 44' 09" : le réacteur n°1 commençait à perdre sa poussée, ses paramètres décroissant de manière continue.

Il convient cependant d'être vigilant quant aux interprétations des paramètres de fonctionnement des réacteurs qui peuvent être avancées à partir des enregistrements réalisés dans la mesure où ils sont espacés chacun de 4 secondes. Cela signifie que s'agissant notamment de certains dysfonctionnements aérodynamiques importants des réacteurs, appelés phénomènes de pompage, qui durent entre 1/4 et 1/2 secondes, ils peuvent survenir et disparaître pendant cet intervalle de 4 secondes et ce, sans faire l'objet d'aucun enregistrement.

Il est tout à fait louable que, dans un but constant d'amélioration de la sécurité aérienne, les enquêteurs administratifs du BEA et les spécialistes des constructeurs échafaudent des hypothèses plausibles à partir de ces données enregistrées (De 26). Cependant, au stade de l'instruction pénale, il ne peut être rapportée, à partir de ces enregistrements, la preuve de la survenance d'un nombre certain de ces dysfonctionnements aérodynamiques des réacteurs. En revanche, il peut être établi qu'il a fallu attendre près de 12 secondes pour que le réacteur n°1 retrouve des paramètres normaux (Db 326).

A 16 h 44' 12" : comme l'avion ne cessait de perdre de la vitesse sans pouvoir gagner de l'altitude, l'officier pilote proposait d'essayer d'atterrir au BOURGET mais le commandant de bord répondait qu'il était trop tard. Peu après, l'inclinaison de l'avion ne cessait d'augmenter et passait de 2° à 113°, ce qui signifie que l'avion passait sur le dos.

A 16 h 44'22" : l'avion échappait au contrôle du pilote et s'écrasait au sol.

Les experts judiciaires ont relevé que le moteur n°2 a été coupé prématurément par rapport aux règles applicables et que la rotation de l'avion a été effectuée notoirement en dessous de la vitesse de rotation calculée et prescrite (Db 326). Ils ont également conclu, dans le cadre d'une expertise du 30 juin 2006, que les actions simultanées du pilote (braquage du palonnier d'une valeur insuffisante et braquage intempestif, au même instant, de la commande de profondeur à cabrer) étaient contraires aux règles de l'Art (Db 502). Il apparaît à l'issue de l'information que ces actions de l'équipage ont aggravé une situation technique déjà particulièrement difficile à gérer. Dans son rapport, le BEA a toutefois indiqué sur ce point que "l'équipage n'avait aucun moyen à sa disposition pour prendre pleinement conscience de la réalité de la situation. Il a réagi instinctivement à la perception d'une situation inconnue d'une exceptionnelle gravité qu'il évaluait au travers de ses sensations" (De 26).

Conclusion

L'analyse du déroulement de l'accident conduit donc à rechercher les fautes à deux niveaux : d'une part, relativement à la bande d'usure dans la mesure où cette pièce n'aurait pas dû tomber sur la piste d'envol du Concorde en l'absence de faute commise lors de sa fabrication et de sa fixation. D'autre part, en ce qui concerne le suivi de navigabilité de l'aéronef Concorde dès lors que la rupture d'un pneumatique, incident fréquent, n'aurait pas dû provoquer cet accident mortel si des fautes n'avaient pas été commises dans le suivi de navigabilité de cet appareil.

Chapitre second : les causes de l'accident

A l'issue de l'information, deux causes apparaissent comme se trouvant à l'origine de l'accident du Concorde du 25 juillet 2000 à GONESSE, la perte par un appareil DC10 de CONTINENTAL AIRLINES d'une bande d'usure, d'une part (section 1) et des défaillances caractérisées dans le suivi de la navigabilité de l'aéronef Concorde (section2).

Section première : la perte de la bande d'usure

Il apparaît que la perte de la bande d'usure du DC10 est le résultat du cumul de plusieurs fautes imputables à la compagnie CONTINENTAL AIRLINES et à deux de ses employés.

§ 1 : les faits constitutifs d'une faute

La bande d'usure, ou wear strip, a été initialement conçue pour le moteur CF6-50 et a fait l'objet d'une certification de type le 23 mars 1971. Elle sert de surface de friction entre deux parties de la nacelle entourant le réacteur : d'une part, la structure interne du capot Fan Reverser, et d'autre part les surfaces correspondantes des capots arrières. Les vibrations du moteur, les variations de charge et les contraintes thermiques

sont en effet susceptibles de générer des frottements entre ces zones de contact et, par la même, une usure (Da 2858 - Da 2865).

Il ressort de l'information que la bande d'usure de l'appareil DC10 n°13067 de la compagnie CONTINENTAL AIRLINES qui est tombée sur la piste d'envol 26 droite de l'aéroport ROISSY CHARLES DE GAULLE le 25 juillet 2000 avait été confectionnée et posée en violation des normes en vigueur.

Deux fautes peuvent ainsi être relevées : le non respect des règles de fixation de cette bande d'usure d'une part (A) et l'utilisation d'un matériau non autorisé d'autre part (B)

A/ Le non respect des règles de fixation de la bande d'usure

Les règles de remplacement d'une bande d'usure sont établies dans le manuel de maintenance du moteur CF6-50 (78-32-03) et le bulletin service 78-206 publié par la société GENERAL ELECTRIC (Da 2868 - Da 2869).

Deux hypothèses sont à envisager : soit le technicien a recours à une bande d'usure à bord tombé (rolled lip) fournie par le constructeur et dotée ou non de 12 trous de guidage pré-perçés, soit le chaudronnier décide de façonner lui-même la pièce.

Dans ce deuxième cas, la procédure décrite dans le manuel moteur consiste d'abord à ôter les rivets fixant la pièce d'usure à remplacer sur le capot, puis à fabriquer un gabarit pour recopier, sur la pièce de remplacement à poser, la position des trous existant. Il convient ensuite de percer la nouvelle pièce en se servant des trous du modèle comme calibre, de manière à être sûr que les trous de rivetage de la bande de remplacement soient en face de ceux d'origine du capot. Il y a lieu enfin de positionner, le cas échéant, une cale d'épaisseur sous la lamelle puis de riveter l'ensemble sur le capot en utilisant les perçages d'origine (Da 2869 ; Da 2868).

Cette méthode, apparemment classique en chaudronnerie aéronautique, permet de réutiliser les trous existant sur le capot de la nacelle et de préserver ainsi la tenue mécanique de la pièce. Elle permet également de conserver le diamètre des trous des rivets d'origine du capot (Db 22).

Le 9 juillet 2000, le chaudronnier de CONTINENTAL AIRLINES a opté pour une fabrication de la bande d'usure, sans manifestement respecter les règles indiquées précédemment.

En effet, l'examen du capot a fait apparaître les anomalies suivantes : cette pièce comporte 37 perçages de même diamètre que ceux de la lamelle, soit trois fois plus de perçages de rivets que les 12 trous de fixation standard de la lamelle. Par ailleurs plusieurs de ces trous se chevauchent (Photo 39 pièce 2 Da 2607). La présence de ces trous multiples et allongés affaiblit le support de l'inverseur fan et diminue très

considérablement la tenue en service de la pièce. Elle atteste également que la pièce d'usure aurait été changée au moins trois fois sans utiliser les trous d'origine du capot. Enfin, la présence de rivets dans les trous de perçages du capot, ne correspondant pas à ceux de la lamelle, indiquerait qu'une précédente lamelle aurait déjà été perdue et que les rivets restés sur le capot n'auraient pas été enlevés avant le montage de la nouvelle lamelle (Db 22).

Par ailleurs, il résulte de l'observation de la bande d'usure retrouvée sur la piste d'envol du Concorde que cette pièce présente 12 perçages de rivets de diamètre de 6 mm, leur entraxe est totalement aléatoire et non symétrique, variant de 14mm à 68mm. Par ailleurs, cinq rivets aveugles de type Cherry sont encore en place dans les perçages, les sept autres ayant disparu. (Db 22)

En pratique, il apparaît des éléments recueillis au cours de l'information que le chaudronnier à l'origine de la réparation du 9 juillet 2000 a commis plusieurs irrégularités, n'ayant ni procédé au rebouchage des nombreux trous inutiles, fragilisant ainsi le support capot, ni utilisé un gabarit, ni apposé entre les deux pièces une cale d'épaisseur intermédiaire qui s'avérait nécessaire. Il résulte également des constatations faites par les experts que le support a été enduit sur la face de contact d'un enduit de type RTV 106, non prévu à cet endroit, dans le but de "coller" les deux pièces, ce qui tendrait à prouver que l'intéressé était conscient de l'insuffisante résistance de la fixation (Db 536).

Il ressort en outre que la bande d'usure confectionnée était sous dimensionnée puisque de largeur de 32,8 mm au lieu des 35,43 mm préconisés, ce qui a eu pour conséquence de provoquer le retrait de la partie arrière de la bande d'usure par rapport au bord de fuite du Fan Thrust Reverser. Cette situation a généré un méplat qui, servant de guide au bord d'attaque de l'After Core Cowl lors de sa ré-avancée, a favorisé l'introduction du métal entre le wear strip et son support, créant ainsi les conditions de la réalisation de l'effet guillotine (Db 543).

Quant aux percement sur la bande d'usure, il apparaît que les douze alésages n'étaient ni alignés et ni à intervalles réguliers et ont été considérés par l'expert M. IZTUETA comme non conformes aux règles de l'art et en infraction aux données des manuels d'instruction de la FAA. Ainsi les manuels intitulés AC 43.13-1A et AC65-15A stipulent, qu'en cas de réparation, les alésages ne doivent pas être à moins de trois fois le diamètre nominal du rivet et jamais à moins de deux fois le diamètre nominal d'une extrémité (Db 536). En pratique, sur les 12 rivets, seuls les quatre restés sur le support avaient une résistance satisfaisante, même si leur montage n'était pas conforme aux règles de l'art.

Enfin, le chaudronnier n'a pas procédé au retrait des rivets provenant des wear strip précédents, et qui furent retrouvés en place sur le support nacelle, alors que le manuel de maintenance exige le retrait total des morceaux de rivets restés en place. Ce point a été confirmé par M. BURTT au nom de la société CONTINENTAL AIRLINES, étant précisé que la présence de ces rivets faisait naître en espace entre le support et la

nouvelle bande d'usure, favorisant ainsi un effet guillotine sur les rivets lors des mouvements de capots.

Il convient de préciser que la bande d'usure confectionnée par le chaudronnier le 9 juillet 2000 n'était pas à bord tombé, mais plate, ce qui est possible conformément aux prescriptions contenues dans le manuel de maintenance de la société GENERAL ELECTRIC. Il résulte des explications données par GENERAL ELECTRIC que la pièce d'origine est en effet à bord tombé, et ce uniquement pour faciliter son processus de monte initiale. Dans le cas d'une fabrication locale, le bord tombé compliquerait cette fabrication, si bien que l'avantage retiré lors du montage serait en pratique anéanti par la perte de temps lors du façonnage. Le bord tombé n'a donc jamais répondu à un problème éventuel d'effet guillotine dénoncé par les conseils des mis en examen et dont il sera discuté ultérieurement (Da 4282 et 4283).

L'ensemble des fautes énoncées précédemment a eu pour conséquence directe une fragilité mécanique du support et donc de la fixation de la lamelle (Db 326).

B/ L'utilisation d'un matériau inadapté

Il résulte de l'expertise de Mme BOUCHEZ que la composition du matériau constituant la lamelle saisie sur la piste d'envol du Concorde est proche de celle d'un alliage de titane-aluminium-vanadium de type TA6V. (Db 22)

L'utilisation du titane, au lieu de l'acier inoxydable ou de l'aluminium, a eu un effet direct sur la réalisation de l'accident puisque l'expertise réalisée par M. RIPOCHE et par M. GALLAS a permis de démontrer que, non seulement la lamelle était de nature à découper le pneumatique, mais que de surcroît, sa fabrication en titane rendait inévitable son éclatement (Db 135). En effet, comme cela a été indiqué précédemment, les essais de passage en dynamique d'un pneumatique sur une lame en alliage de titane ont provoqué des éclatements avec reproduction du faciès de découpe caractéristique de celui observé sur le morceau de pneu retrouvé sur la piste le jour de l'accident, éclatement de ce type qui ne se produisait pas quand des lamelles en aluminium ou en acier étaient utilisées.

Or, il est établi par les investigations que le recours au titane pour fabriquer la bande d'usure était constitutif d'une faute pour trois raisons : d'une part, l'emploi du titane comme matériau de substitution n'était ni prévu par la réglementation aéronautique ni autorisé par la FAA. D'autre part, la bande d'usure ne rentrait pas dans la catégorie des outils, équipements et consommables pour laquelle la substitution de matériau serait possible à certaines conditions. Enfin, la réparation du wear strip ne rentrait pas dans la catégorie des réparations dites mineures pour lesquelles la substitution de matériau serait possible sans autorisation.

En vertu du manuel de maintenance du moteur CF6-50 (78-32-03) édité par GENERAL ELECTRIC et déterminant la manière dont le wear strip doit être remplacé, cette pièce, lorsqu'elle est confectionnée localement, doit l'être soit en acier inoxydable 321, soit en aluminium (Da 2868 - Da 2869). Le titane ne fait donc pas partie des matériaux expressément visés par le constructeur pour la fabrication de cette pièce.

En application de la réglementation aéronautique, avant d'utiliser un matériau non visé par le manuel de maintenance du constructeur, le mécanicien ou toute personne habilitée du département technique de maintenance en ligne doit s'adresser au service d'ingénierie de la compagnie aérienne qui doit vérifier le caractère possible de cette modification et, en cas de doute, en référer au représentant de la FAA locale. En l'espèce, aucune demande en ce sens n'a été déposée auprès du département ingénierie de la compagnie CONTINENTAL AIRLINES et aucun service de la FAA n'a été saisi de problème (Db 536 - Da 2886/Da 2887).

L'expert M. IZTUETA a en effet mentionné dans son rapport du 23 mai 2006: "nos recherches dans la documentation des constructeurs et de la FAA ne nous ont pas permis de justifier l'emploi d'un alliage TA6 V par la compagnie CONTINENTAL AIRLINES en lieu et place d'un alliage d'aluminium 6061 ou d'acier inox 321 tel que spécifié dans le manuel de maintenance du constructeur". Il ajoutait "puisque le constructeur prévoit dans son "maintenance manual" l'usage de matériaux de substitution mais pas d'alliage de titane, le wear strip fabriqué le 9 juillet 2000 aurait dû faire l'objet d'une autorisation spécifique puisque s'écartant des données de réparation" (Db 536).

Il apparaît donc que le titane a été utilisé en infraction aux principes posés par la réglementation aéronautique.

M. Kenneth BURTT, vice président chargé du personnel des services techniques au sein de la compagnie CONTINENTAL AIRLINES, a fait valoir, pour sa défense, que le manuel d'entretien de GENERAL ELECTRIC (manuel moteur CF-50 78-32-03, Réparation 011, notamment page 901, définissant la tâche 78-32-03-011) comprend une note intitulée : "equivalent alternatives are permitted for tools, equipment and consumable materials". Cette note se traduit en français par : "d'autres solutions équivalentes sont autorisées pour les outils, équipements et les consommables". En vertu de ce texte, M. BURTT a estimé que des matériaux autres que l'acier inoxydable et l'aluminium pouvaient donc être utilisés, et en l'espèce du titane, sans autorisation préalable de la FAA.

En réalité, les représentants de la société GENERAL ELECTRIC ont très clairement indiqué au cours de l'information que ladite note concerne les outils, qui sont, notamment, les clés, forets, calibres utilisés au cours d'une opération de maintenance, les équipements compris comme étant les compresseurs, meuleuses ou échelles par exemple, et les consommables, qui sont utilisés au cours de l'installation d'un matériel et qui sont constitués, entre autres, des adhésifs et peintures. Ils ont ajouté,

sans ambiguïté, qu'un wear strip n'est pas "considéré comme un consommable, un outil ou un équipement tels que ces termes sont utilisés dans le manuel de maintenance", car il s'agit d' "une pièce primaire du produit et non pas un élément utilisé pour réaliser une opération de maintenance. En tant que tel, il est énuméré dans le catalogue de pièces illustrées ("IPC") séparément des outils, équipements et consommables utilisés pour effectuer une opération de maintenance générale" (Da 4282 - Da 4283).

Ces affirmations n'ont fait, d'ailleurs, que confirmer ce que cette société avait indiqué aux enquêteurs du BEA dès les années 2000-2001 (Da 2907). Elles apparaissent d'autant plus crédibles qu'elles sont confortées par les déclarations de représentants de BOEING (MM. GROSS et BOETTGER). Ces derniers ont fourni une définition identique de ce qu'est un outil, un équipement et un consommable et ont explicitement répondu que le wear strip n'entrait dans aucune de ces trois catégories (Da 4271- Da 4272).

De surcroît, il paraît difficile de prétendre que le titane serait un matériau équivalent à l'acier inoxydable ou à l'aluminium dans la mesure où il est plus résistant que ces derniers. En effet, comme l'a expliqué M. IZTUETA, dans son rapport d'expertise, le choix du titane est totalement inadapté, ce matériau étant plus dur, il va s'user moins rapidement que celui du capot et ne pourra donc pas permettre au wear strip (bande "d'usure") de remplir sa fonction qui est de prendre à sa charge les phénomènes d'usure pour éviter que les pièces maîtresses du dispositif ne se détériorent trop rapidement (Db 536).

Un responsable de la maintenance au sein de la compagnie FINNAIR du nom de M. BERG a déclaré, quant à lui, qu'il n'avait jamais utilisé de titane pour confectionner un wear strip, car il s'agit d'un matériau plus dur et plus lourd que l'aluminium (Da 2405).

Il apparaît donc que la note sur les équivalents alléguée par la compagnie CONTINENTAL AIRLINES n'est pas applicable au cas d'espèce pour justifier la fabrication du wear strip en titane. Il convient de préciser toutefois que même si certains professionnels ont pu expliquer que cette note autorise des solutions équivalentes, ce n'est qu'à la condition que l'utilisation de ces autres matériaux, qui ne sont donc pas expressément visés par le constructeur, soit approuvée par la FAA (Da 2858/Da 2865). Or, la FAA n'a jamais donné une telle autorisation.

Les représentants de la compagnie CONTINENTAL AIRLINES, à l'appui de leur défense, ont également fait valoir que la réparation de la bande d'usure rentrerait dans la catégorie des réparations mineures et que, par conséquent, le matériau prévu par la société GENERAL ELECTRIC aurait pu être substitué sans autorisation. Cette thèse s'appuie sur une distinction entre d'une part, les réparations majeures pour lesquelles une substitution de matériau au cours d'une réparation serait impossible sans accord de la FAA, et les réparations mineures, d'autre part, pour lesquelles l'autorisation de la FAA n'est pas nécessaire.

Toutefois, il ressort du rapport des experts, MM. GUIBERT et CHAUVIN, que les documents remis par CONTINENTAL AIRLINES au cours de l'instruction à l'appui de cette défense - notamment la liste de la page 2 du chapitre 03.23.09 "MAJOR/MINOR REPAIR CLASSIFICATION", dans la version Révision #495 du 02.10.1998 produite - confortent la thèse selon laquelle la réparation du wear strip est de type majeur (Db 496).

En effet, ils indiquent que " l'item "u" de cette liste classe en réparation majeure toute "réparation impliquant une substitution de matériau. A supposer qu'éventuellement, selon la thèse de CONTINENTAL, le suivi rigoureux de la procédure de remplacement d'un wear strip défailant soit considéré comme une réparation mineure, le simple fait que Monsieur TAYLOR ait décidé de changer de matériau (choix revendiqué du titane au lieu de l'aluminium ou de l'acier inox) confère à cette réparation la qualification de "MAJEURE"

Par ailleurs, l'item "v" classe également en réparation majeure toute réparation d'une surface endommagée en métal excédant une dimension de 6 pouces (soit 15,24 cm) dans n'importe qu'elle direction. Or, le wear strip concerné est d'une longueur supérieure à 42 cm, excédant donc de beaucoup la valeur précédemment indiquée de 15,24 cm.

En ce qui concerne la FAA, un de ses représentants, M.DONNER, entendu le 29 juillet 2002 a d'abord répondu qu'il n'était pas en mesure de se prononcer sur le caractère nécessaire ou non d'une autorisation préalable à toute décision de substitution de matériau, pas plus que sur le sens de la note sur les équivalents figurant dans le manuel de maintenance (Da 2916). Il a ensuite fait parvenir une réponse écrite de son service de laquelle il ressort que la FAA opère, en effet, la distinction entre réparation majeure et mineure, et considère, à la lecture du manuel moteur de GENERAL ELECTRIC (78-32-03) que la bande d'usure est un autre équipement (Da 2919). Il est cependant précisé dans cet écrit qu'une compagnie aérienne est libre de modifier le type de métal prévu si ce "métal est considéré comme un autre équipement conformément à ce qui est autorisé par le constructeur du moteur" (Da 2919 réponse 7). Or, en l'espèce, les seuls matériaux autorisés dans le manuel par GENERAL ELECTRIC sont l'acier inox ou l'aluminium et les seules substitutions possibles sont donc celles-ci (Da 2868/ Da 2869). Au cours de l'audition de M. DOMINGO, autre représentant de la FAA, le 15 décembre 2005, à la question du sens de la note sur les équivalents, celui-ci a répondu de manière très explicite "je pense du point de vue des normes de vol que la réponse à cette question spécifique pourrait être mieux apportée par le constructeur" (Da 4278).

La société GENERAL ELECTRIC a, quant à elle, affirmé, notamment dans une réponse écrite adressée au juge d'instruction et au travers des déclarations de M. MINGLER et de M. TURGIS (responsable du service après vente en France de la société GENERAL ELECTRIC - Da 2399), que la compagnie CONTINENTAL

AIRLINES était obligée de demander l'autorisation de la FAA locale avant de remplacer l'acier par du titane. Or, à partir du moment où le constructeur prohibe ou soumet à conditions la substitution de matériau, l'exploitant, qui dans ce domaine ne peut pas avoir plus de pouvoirs, ne peut pas l'autoriser.

Enfin, des personnes étrangères à GENERAL ELECTRIC et à CONTINENTAL AIRLINES ont confirmé l'exactitude de la position de la société GENERAL ELECTRIC. M. ARNAUD, responsable du G.S.A.C. (Groupement pour la Sécurité pour l'Aviation Civile) a déclaré qu'en France, il faut utiliser le matériau prévu par le constructeur et que toute dérogation à cette pratique doit faire l'objet d'une autorisation. Il a précisé qu'à sa connaissance, la France n'avait pas approuvé l'emploi d'un matériau autre que celui spécifié par le constructeur (Da 2402). De même, M. KATOLA, responsable du contrôle qualité à AIR FRANCE, a indiqué que cette compagnie n'utilisait que de l'acier inoxydable (Stainless Steel) pour fabriquer les bandes d'usure à l'exclusion du titane, non prévu dans l'Engine Manual (Da 2659).

Et nul ne conteste, au terme de l'instruction, que la compagnie CONTINENTAL AIRLINES n'a jamais sollicité ni obtenu de GENERAL ELECTRIC comme de la FAA une quelconque autorisation pour procéder à une substitution de matériau.

Il apparaît donc en l'état de ces éléments que l'utilisation du titane est constitutif d'une faute, qui, certes, n'est pas à l'origine de la perte du wear strip puisque c'est son installation défectueuse qui a provoqué sa chute, mais qui a concouru à la réalisation du dommage dans la mesure où il est établi par les experts que ce matériau, en raison de sa dureté, génère de manière systématique l'éclatement des pneus du Concorde ce qui n'est pas toujours le cas avec d'autres matériaux plus souples.

§ 2 : L'imputation des fautes

Les fautes sont imputables aux employés M. TAYLOR (A) et M. FORD (B), ainsi qu'à la compagnie CONTINENTAL AIRLINES, en sa qualité de personne morale (D). Il convient aussi de répondre aux arguments en défense présentés par le vice président de cette société, M. Kenneth BURTT, entendu en qualité de témoin assisté (C).

A/ La responsabilité du chaudronnier, M. TAYLOR

M. TAYLOR a été entendu en qualité de témoin aux Etats Unis, le 10 juillet 2002, dans le cadre d'une commission rogatoire internationale. Il a reconnu, qu'à la date du 9 juillet 2000, il travaillait comme technicien tôlier à HOUSTON en qualité d'employé par la compagnie CONTINENTAL AIRLINES.

M. TAYLOR n'a pas nié avoir effectué le changement de la bande d'usure le 9 juillet 2000 sur l'appareil de la compagnie CONTINENTAL AIRLINES n° 067, précisant juste ne pas s'en souvenir (Da 2892 / Da 2895)

Néanmoins, les investigations ont permis d'établir que M. TAYLOR est bien à l'origine de la réparation litigieuse. En effet, d'une part, M. Stanley FORD (chef d'équipe et supérieur hiérarchique de M. TAYLOR) a affirmé que c'était ce dernier qui avait participé à la réparation du 9 juillet 2000 (Da 2896 / Da 2899). D'autre part, la représentante de la compagnie CONTINENTAL AIRLINES ainsi que M. BURTT (vice-président des services techniques de cette compagnie), après consultation des archives, ont confirmé que l'auteur de la réparation en cause était bien M. TAYLOR, seul chaudronnier en activité à HOUSTON le 9 juillet 2000 (Da 3598 / Da 3610). D'ailleurs, M. TAYLOR a reconnu qu'il n'avait remplacé des bandes d'usure sur des appareils de la compagnie CONTINENTAL AIRLINES que deux ou trois fois et qu'il avait toujours utilisé la même méthode, ce qui discrédite ses allégations selon lesquelles il n'aurait pas le souvenir de ladite réparation.

M. TAYLOR a, par ailleurs, prétendu qu'il avait toujours changé les bandes d'usure selon le même procédé et qu'il les avait toujours fabriquées en acier inoxydable 321. Il a indiqué avoir utilisé le manuel général de maintenance (GMM), le manuel des réparations structurelles (SRM) et le manuel de la société GENERAL ELECTRIC pour la fabrication de la pièce lorsqu'il ne l'avait pas en stock. Il a également décrit la manière qu'il emploierait s'il devait remplacer une bande d'usure, à savoir choisir le matériau pour fabriquer la pièce après lecture du manuel moteur de GENERAL ELECTRIC, puis à l'aide d'un plastique, il prendrait le schéma des trous existant sur la demie nacelle de l'inverseur de poussée, et apposerait ledit plastique sur le matériau avant de percer les trous nécessaires. Il a ajouté qu'il ébarberait ensuite la pièce, la fraiserait en utilisant du primaire époxy, et enfin la fixerait avec un joint étanche et des rivets aveugle de type Cherry Max (Da 2895).

M. TAYLOR a reconnu n'avoir jamais personnellement effectué de demande auprès de la FAA pour utiliser du titane, précisant avoir simplement suivi les instructions du manuel qui permettent la substitution. Mais cette allégation est contredite par les résultats de l'information tels qu'annoncés précédemment.

Ni M. TAYLOR, ni ses avocats, n'ont, au cours de l'instruction, apporté d'élément sérieux de nature à remettre en cause les résultats des investigations (constatations, expertises et dépositions de témoins) qui établissent qu'il a commis des fautes particulièrement graves, d'une part, en fixant la bande d'usure en violant les prescriptions formalisées par le constructeur, ainsi que les pratiques en vigueur en matière d'aéronautique. Il a, d'autre part, utilisé du titane pour façonner le wear strip et ce, en violation des prescriptions du constructeur et sans avoir obtenu l'accord de la FAA.

M. TAYLOR, qui a refusé de se présenter à l'interrogatoire de première comparution auquel il a été régulièrement convoqué, a fait l'objet d'un mandat d'arrêt en date du 30 août 2005 des chefs d'homicides et de blessures involontaires ayant entraîné des incapacités totales de travail supérieures à 3 mois et inférieures à 3 mois

(Da 4171). Toutes les tentatives ultérieures mises en oeuvre pour l'amener à s'expliquer au cours d'un interrogatoire, et ce en accord avec ses avocats, n'ont cependant pas abouti.

B/ La responsabilité du chef d'équipe, M. FORD

M. FORD a été entendu à plusieurs reprises en qualité de témoin assisté (Da 2899- Da 4012) avant d'être mis en examen des chefs d'homicides involontaires et de blessures involontaires ayant entraîné des incapacités de travail supérieures et inférieures à 3 mois (Da 4300). Le 9 juillet 2000, à HOUSTON, M. FORD exerçait les fonctions de chef d'équipe dans les locaux de la compagnie CONTINENTAL AIRLINES au cours des opérations de réparation de la bande d'usure par M. TAYLOR et sur lequel il avait autorité ce jour là.

En pratique, ce jour là, M. GARCIA, qui a procédé à l'inspection appelée service check sur l'appareil DC 10 n° 067, a observé que le wear strip dépassait et pendait hors du capot de la nacelle du réacteur n°3. Ce wear strip est apparu usé et endommagé. M. GARCIA l'a alors noté sur le carnet de maintenance de l'avion (log book) et en a informé son chef d'équipe, M. FORD (Da 2903).

M. FORD est ensuite venu constater l'anomalie et a alors demandé à M. TAYLOR de l'atelier tôlerie de procéder au remplacement de cette pièce défectueuse. Une fois la réparation terminée, M. FORD a signé la page correspondante du carnet de maintenance moteur (aircraft maintenance log), attestant que le remplacement de la bande d'usure avait été effectué. Cette opération de certification signifiait, de l'aveu même de l'intéressé, que l'appareil était en état de naviguer à nouveau à l'issue de cette réparation (Da 2899 - Da 4012 - Da 4300).

M. FORD a très précisément, sur cette page du document, signé dans la case n°21 intitulée "Airworthiness release signature" (attestation pour la remise en service ou APRS), airworthiness étant la traduction anglaise de la notion de navigabilité et signifiant en traduction littérale "état apte au vol" (Da 2358 ter / Da 4301/ Da 2907 traduction française).

M. FORD a prétendu que la seule obligation qui lui incombait avant de signer l'Approbation Pour Remise en Service (APRS) concernant la réparation de la bande d'usure était de s'assurer que la réparation avait été faite. Il a ainsi reconnu qu'il avait uniquement vérifié que le travail avait été effectué sans se préoccuper de savoir quel matériau avait été utilisé, ni la manière dont le support avait été préparé. Il a avoué avoir fait confiance à M. TAYLOR et n'avoir posé aucune question sur la manière dont la réparation avait été réalisée (Da 2899 - Da 4012 - Da 4300).

Il résulte, cependant, des investigations que la portée de la signature de M. FORD était plus étendue que ce qu'il a soutenu et qu'en conséquence, il devait effectuer

un contrôle beaucoup plus approfondi. Ceci relève en effet de l'application d'un principe posé par la réglementation aéronautique, principe auquel M. FORD ne pouvait échapper s'agissant en l'espèce d'une opération non programmée.

Il résulte de l'expertise de MM. CHAUVIN et GUIBERT (Db 496) que le signataire de l'APRS certifie que l'avion est en état. Il certifie ainsi premièrement que le travail a été exécuté en conformité avec les exigences du manuel de maintenance, deuxièmement que tous les éléments devant être inspectés l'ont été par une personne habilitée, qui a estimé que les travaux avaient été terminés de façon satisfaisante, troisièmement qu'il n'y a pas de cause connue de nature à rendre l'avion impropre au vol et quatrième que, par rapport au travail accompli, l'avion est dans la condition d'être utilisé de manière opérationnelle en terme de sécurité (Db 496).

Cette interprétation des dispositions du manuel général de maintenance donnée par les experts est conforme à celle fournie par la FAA au cours de l'exécution de la commission rogatoire internationale, au mois de décembre 2005.

M. DOMINGO a ainsi précisé que ces quatre conditions, figurant dans le règlement FAR 121.709, sont les tâches qu'une personne délivrant une APRS certifie et elles s'appliquent à toute personne qui vise le carnet de maintenance pour autoriser la remise en service de l'appareil : " la personne qui vise les travaux de son nom, de sa signature ou par la méthode prévue par les transporteurs aériens sera tenue pour responsable aux termes des directives de la FAA parce que c'est la personne qui approuve les travaux" (Da 4248 - Da 4278).

M. FORD, en tant que contrôleur, a pris en compte techniquement et administrativement la bonne exécution de la réparation . Cependant, pour sa défense, il a tenté de faire valoir que le changement de wear strip aurait fait partie de la catégorie des opérations programmées et qu'en conséquence il n'était pas contraint de procéder à des vérifications.

La réglementation aéronautique précise l'étendue des contrôles à effectuer avant de signer une APRS. Quand il s'agit d'une opération de maintenance programmée, en vertu du sous titre A du §5 intitulé "procédure" à la page 5 du chapitre 07-03-03 du manuel de maintenance de la compagnie CONTINENTAL AIRLINES (Da 4303), celui qui signe l'APRS n'a pas l'obligation d'inspecter ou d'observer personnellement l'exécution des travaux à condition qu'il puisse établir de façon adéquate que tous les travaux ont été accomplis et que tous les items qui devaient être inspectés l'ont été par une personne autorisée. En revanche, quand il s'agit, même à l'intérieur d'une inspection programmée, de la découverte d'un défaut non prévu, en l'espèce de la bande d'usure endommagée, il est lancé pour la réparation de ce défaut spécifique une opération de maintenance non programmée (lige non routine repair). Dans ce cas, le texte cité par la défense de M. FORD (à savoir le sous titre A du §5 intitulé "procédure" à la page 5 du chapitre 07 03 03 du manuel de maintenance de la compagnie CONTINENTAL AIRLINES) ne s'applique pas. Le signataire doit avoir contrôlé les quatre points évoqués précédemment comme figurant dans le règlement FAR 121.709

et repris dans le sous titre A du paragraphe §1 intitulé "général" du chapitre "Airworthiness release" du manuel général de maintenance de CONTINENTAL (Da 4303).

Il n'est pas contesté que le 9 juillet 2000, c'est de façon inopinée que M. GARCIA, en effectuant l'inspection pré-vol de l'avion a détecté que la moitié du wear strip dépassait et que c'est bien cette découverte non programmée qui a déclenché le processus de réparation en cause. Au cours d'une visite pré-vol (= service check), il n'est nullement prévu de changer ou de réparer cette bande d'usure, ce qui a été admis par M. FORD au cours de son interrogatoire du 7 novembre 2006 (Da 4300). Cette analyse est d'ailleurs confortée par la lecture des items standards de l'inspection pré-vol.

Cette distinction entre opération réalisée dans le cadre d'une inspection programmée et opération non programmée se justifie tout à fait par rapport aux principes généraux gouvernant les conditions de réparation et de contrôle en matière aéronautique. En effet, la règle est que les personnes qui contrôlent sont différentes de celles qui exécutent les réparations. C'est en dérogation à cette règle que, pour des opérations systématiques et répétitives, exécutées dans le cadre bien défini des opérations de maintenance programmée, il est accepté que ne soit pas vérifiée, par une personne différente de celle qui a effectué la réparation, chacune des opérations particulières de maintenance.

De l'ensemble des éléments recueillis au cours de l'information, il apparaît donc qu'en signant l'APRS, M. FORD a pris en charge, tant sur le plan technique qu'administratif, la bonne exécution de la réparation. Il a ainsi engagé sa responsabilité pénale en ne contrôlant pas ce travail qui s'est avéré défaillant.

Il est important de noter que cette analyse s'applique à la situation de M. FORD au cours des opérations de maintenance qui ont eut lieu le 9 juillet 2000 à HOUSTON, indépendamment du point de savoir si la réparation réalisée sur le wear strip est qualifiée de réparation majeure ou mineure contrairement à ce que l'intéressé a tenté de soulever. En effet, en cas de réparation majeure, la seule obligation supplémentaire peut consister, selon les dires même de M. FORD, en la mise en oeuvre d'une procédure d'inspection particulière, procédure d'inspection qui n'enlève rien au fait qu'à minima, celui qui signe toute réparation non programmée (=non routine repair) s'engage par cette signature, en approuvant son caractère conforme aux exigences des Manuels de Maintenance.

La preuve que M. FORD, en signant l'APRS, s'engageait non seulement sur l'existence de la réparation, mais aussi sur sa bonne exécution, résulte aussi du fait que M. TAYLOR n'était pas habilité pour établir une telle attestation car il ne disposait, dans le cadre de son activité chez CONTINENTAL AIRLINES, que de l'habilitation concernant les opérations se rapportant à la cellule de l'avion alors que le changement de wear strip rentre dans la catégorie des réparations dites moteur. Ceci implique que la certification par la signature de M. FORD était nécessaire.

En effet, sur le plan strictement pratique, le changement de la bande d'usure a bien correspondu à un travail de chaudronnier. Le 9 juillet 2000, M. TAYLOR a exécuté la réparation en sa qualité de chaudronnier, détenteur de la qualification "Airframe repairman". Son intervention s'est justifiée par le fait qu'il convenait de posséder les compétences requises pour effectuer ce type de travaux. Le travail de chaudronnerie se rapportait, en effet, à une pièce du thrust reverser cowl, intégrée à l'ensemble moteur de l'avion, comme l'ont attesté les représentants de la FAA (Da 4277- Da 4278).

Or, M. TAYLOR, bien qu'il ait obtenu une licence en groupe moteur, n'était employé par la compagnie CONTINENTAL AIRLINES depuis 1989 qu'au sein du département tôlerie dans le cadre exclusif de la licence "current" (= valide) "A" "Air frame" (Da 2895). Cela signifie qu'il ne pouvait pas attester de la conformité de la réparation qu'il avait réalisée et que c'est à ce titre également que M. FORD est intervenu. C'est aussi pour cette raison que ce dernier, au cours de l'instruction, a reconnu, certes au moyen d'explications assez confuses, qu'il était le seul autorisé à signer l'APRS, le 9 juillet 2000 (Da 4300).

M. FORD n'a d'ailleurs pas déclaré l'exacte vérité lorsqu'au cours du deuxième interrogatoire devant nous, il affirmé que la réparation du wear strip consistait en un travail sur la partie cellule de l'avion (Airframe), alors que, le 9 juillet 2000, il avait noté sur le document intitulé "aircraft maintenance log", en visant le travail accompli par M. TAYLOR, une référence au chapitre 71 d'une nomenclature de référencement des systèmes avion (ATA 71). Cette référence concerne, en effet, des opérations cataloguées "P" pour "powerplant" (Da 2358 ter - Da 4302 - Da 4300). C'est donc aussi à tort que les employés de la compagnie CONTINENTAL AIRLINES (MM. BURTT, FORD et TAYLOR) ont allégué qu'il convenait de se rapporter au manuel de maintenance portant sur la cellule de l'avion (Da 4248 / Da 4278).

A l'examen du chapitre 07-03-03 du Général Maintenance Manuel de CONTINENTAL AIRLINES relatif à l'autorisation de remise en service (Da 4303), il ressort qu'il existe deux niveaux de signatures. D'une part, celle apposée sur la page du log book, une fois la réparation traitée, signature qui certifie que la panne ou le défaut précédemment constaté n'existe plus. En l'espèce, pour les raisons évoquées ci dessus, c'est M. FORD qui apposé sa signature sur ce document, et non le compagnon chaudronnier qui avait effectué la réparation, comme cela est en principe le cas. D'autre part, une signature distincte doit être apposée concernant l'Approbation Pour la Remise en Service générale de l'avion, signature qui certifie que tous les défauts ont été corrigés et que l'avion est en état pour voler de nouveau en toute sécurité. Seul un mécanicien certifié possédant à la fois les qualifications cellule (A pour Airframe) et moteur (P pour powerplant) peut signer cette autorisation de remise en service de l'avion.

En l'espèce, M. FORD était "certificated mechanics" avec les qualifications A et P. Il a reconnu avoir été titulaire de l'autorisation de délivrer l'APRS. Il a, par ailleurs, admis au cours de l'interrogatoire du 7 novembre 2006 avoir apposé le 9 juillet 2000 sur l'Aircraft Maintenance Log (Da 4301) sa signature à deux niveaux : d'une part, dans la case correspondante à la réparation même du wear strip défailant (case n°21), et d'autre part, au titre de l'APRS générale de l'avion (Da 4300).

M. FORD a donc bien engagé sa responsabilité personnelle en apposant ces signatures. Cette analyse juridique est de surcroît confortée par les déclarations parfois contradictoires de l'intéressé lui même.

M. FORD a ainsi reconnu que ce n'est qu'après avoir été convaincu que le travail avait été accompli correctement, en conformité avec le manuel général de maintenance qu'il avait certifié la navigabilité de l'avion (Da 2899). Il a donc admis par là même qu'il avait à faire un contrôle de fond portant sur la qualité. Toutefois, au cours de la même audition, il a expliqué avoir en réalité fait confiance à M. TAYLOR et ne pas avoir demandé quel matériau avait été utilisé, ni posé aucune question sur la manière dont la réparation avait été effectuée.

Cette carence apparaît d'autant plus fautive que M. FORD a reconnu que, lors de l'exécution de la réparation, il n'avait à s'occuper d'aucun autre avion et qu'il n'y avait aucune autre réparation en cours (Da 4012). Il résulte ainsi des propres déclarations de l'intéressé qu'il n'a pas rempli les obligations de contrôle qui lui incombent.

De surcroît, il ressort tant des déclarations de M. GARCIA que de l'analyse qui en est faite par les experts, qu'en observant la bande d'usure qui dépassait du capot, M. FORD n'a pas pu, sauf à vraiment ne pas s'intéresser du tout à la réparation à réaliser, ne pas avoir vu l'état délabré du support, ce qui aurait dû attirer son attention sur les précautions à prendre lors du contrôle final du travail (Db 496).

Ainsi il résulte de tout ce qui précède que le 9 juillet 2000, M. FORD est intervenu dans le cadre de trois fonctions : en qualité de chef d'équipe chargé d'organiser les opérations programmées et non programmées de maintenance, de contrôleur spécifique de la réparation cellule non programmée exécutée par M. TAYLOR lors du changement de la bande d'usure et enfin comme dispensateur et signataire de l'approbation pour la remise en service générale du DC-10.

C/ Les déclarations de Kenneth BURTT, vice président, en charge des services techniques au sein de la compagnie CONTINENTAL AIRLINES

M. Kenneth BURTT exerçait, au mois de juillet 2000, les fonctions de vice-président des services techniques au sein de la compagnie CONTINENTAL AIRLINES. A ce titre, il contrôlait plusieurs groupes : le groupe de l'engineering dont le rôle était

mettre à jour les manuels, le groupe de contrôle de qualité qui doit notamment approuver les travaux avant remise en ligne des avions, le groupe assurance de qualité qui a une fonction d'audit interne et externe, le groupe de fiabilité qui analyse les données relatives aux performances des avions, le groupe des publications techniques qui a en charge la diffusion des manuels et enfin le groupe des méthodes et normes.

M. BURTT a reconnu que la compagnie CONTINENTAL AIRLINES est responsable de l'état de navigabilité de chaque avion qu'elle exploite et que chaque employé partage cette responsabilité en fonction de ses attributions. En revanche, il n'existe pas de document écrit qui précise les responsabilités de chacun, ni de système de délégation de responsabilité, pas plus qu'il n'existe de contrat liant le salarié à l'entreprise (Da 2889 - Da 3610).

Dans l'intérêt de la compagnie CONTINENTAL AIRLINES, M. BURTT a fait non seulement valoir que la perte du wear strip aurait été la conséquence d'un vice de conception du constructeur GENERAL ELECTRIC mais également que la bande d'usure aurait été posée conformément aux règles mentionnées dans les manuels.

M. BURTT a contesté qu'une faute ait pu avoir été commise dans les travaux de préparation du support, de fabrication de la lamelle en titane et de sa fixation.

Pour tenter d'expliquer que la perte du wear strip, la compagnie CONTINENTAL AIRLINES et M. BURTT ont mis en cause la société GENERAL ELECTRIC en arguant que le moteur CF6-50 aurait été affecté d'un vice de conception entraînant, au moment de la montée en puissance des moteurs, un décalage du fan reverser vers l'avant par rapport au core cowl, créant ainsi un espace entre ces deux pièces. En cas de diminution de la pression, les deux capots se refermeraient et le core cowl viendrait se glisser entre le fan reverser et la bande d'usure, provoquant un effet de guillotine sur les rivets.

Selon cette thèse, GENERAL ELECTRIC aurait connu ce phénomène depuis l'année 1974 et n'en n'aurait pas divulgué l'existence jusqu'au 27 mars 2001, date à laquelle un groupe de travail aurait réuni BOEING et GENERAL ELECTRIC. Le 6 janvier 2002, cette société aurait alors diffusé une note faisant état de ce phénomène et précisant qu'il était de nature à endommager les bandes d'usure et le fan reverser. Un bulletin de service N° 747-71-2300 aurait été émis afin de corriger ce défaut par l'installation de cales destinées à réduire la déflexion axiale (Db 543).

A l'issue des investigations, il ressort que l'effet guillotine dont se prévalent les représentants de la compagnie CONTINENTAL AIRLINES, et dont la société GENERAL ELECTRIC aurait eu connaissance, concerne en réalité les appareils B 747 équipés du même réacteur de type général CF6-50 que les appareils DC10.

Toutefois, les structures des nacelles, réacteurs et mâts des avions Boeing 747 et DC 10 sont différents : le mât du Boeing 747, en aluminium, est moins rigide que le mât du DC 10 qui est en acier (Da 4282 et Da 4283). De plus, les systèmes d'attaches en partie haute des réacteurs ne sont pas identiques sur les deux types d'avion (Db 543). Enfin, ainsi que l'a indiqué M. GROSS, représentant de la société BOEING, au cours de son audition, il n'a jamais été avisé de difficultés d'effet guillotine concernant des réacteurs CF6-50 équipant les avions DC-10 ajoutant : "entre le 747 et le DC-10, les core cowl sont différents ; de conception différente ; sur le DC-10, le core cowl est fixé sur un pylône et il n'est pas fixé sur l'inverseur de poussée". M. GROSS a également confirmé que la société BOEING "n'avait jamais vu de problème d'espacement sur le DC-10" (Da 4271 ; Da 4272).

De surcroît, les propos du représentant de BOEING ont été confortés par M. REGIMBAL qui, au nom de la FAA, a indiqué qu'il n'avait jamais reçu de rapports sur des problèmes d'espacement sur le DC-10, alors qu'il avait eu connaissance d'incidents de ce type sur des Boeing 747 (Da 4277, Da 4278).

D'ailleurs, la société GENERAL ELECTRIC a précisé que la FEDEX CORPORATION, le plus important utilisateur d'avions DC-10 équipés de moteurs CF6-50, n'avait jamais rencontré sur ces avions les problèmes évoqués à propos des Boeing 747.

Par conséquent, il résulte de ce qui précède que l'allégation d'un effet guillotine imputable à la société GENERAL ELECTRIC est sans portée puisqu'elle s'appuie sur une constatation qui aurait été faite sur un type d'appareil non comparable à celui concernant la procédure en cours.

De surcroît, ainsi qu'il va être démontré, si effet guillotine a pu avoir lieu sur le DC 10 qui a perdu la bande d'usure, ce n'est pas la conséquence d'un vice de conception, mais le fait d'un mauvais entretien imputable à la compagnie CONTINENTAL AIRLINES.

Il convient au préalable de rappeler que le réacteur d'un avion est placé dans une nacelle qui joue le même office que le capot d'une voiture par rapport à son moteur. L'ensemble nacelle d'un réacteur de Douglas DC 10 se compose ainsi de cinq sous-ensembles successifs dénommés de l'avant vers l'arrière : d'abord l'entrée d'air dite nose cowl (= capot de nez), puis trois portes successives (gauche et droite) dites fan cowl door, fan reverser cowl et after core cowl, et enfin un capotage de " turbine reverser" dite turbine reverser cowl (Db326).

Ces portes, en position fermée, ont une zone de recouvrement commune entre elles, à chacune de leur extrémité respective, à l'avant ou à l'arrière. A l'endroit de ce recouvrement, des bandes métalliques d'usure sont positionnées tout au long des parties de recouvrement des capots successifs.

Il convient de préciser que, contrairement à ce qui a été allégué par M. BURTT, le fan reverser cowl ne peut ni avancer, ni reculer, étant solidaire du corps du réacteur. En revanche, l'after core cowl peut, dans sa partie inférieure, et à certaines conditions, présenter un mouvement longitudinal par rapport au fan reverser cowl.

Par ailleurs, si le réacteur et la partie basse des nacelles constituées par les deux demi nacelles d'inverseur de poussée (fan thrust reverser) sont du ressort du motoriste, c'est à dire en l'espèce de GENERAL ELECTRIC et de la FAA, en revanche, les autres parties de la nacelle et en particulier l'after core cowl sont rattachées à l'ensemble cellule et sont donc de la compétence du constructeur BOEING et de la FAA.

Il résulte du rapport d'expertise de MM. CHAUVIN et GUIBERT du 30 juin 2006 que si le phénomène de cisaillement dénoncé par CONTINENTAL AIRLINES, favorisant la séparation de la bande d'usure de son support, a pu effectivement se produire, il n'est pas dû à un vice de conception de la nacelle, mais à des défauts de maintenance imputables à la compagnie CONTINENTAL AIRLINES (Db 543).

En effet, tel que l'appareil DC10 est conçu, la partie frontale de l'after core cowl est solidaire de la partie arrière du thrust reverser, ce qui exclut toute possibilité d'effet guillotine. Cependant, cette solidarité suppose un bon état de fonctionnement de l'ensemble et notamment qu'il n'y ait pas de jeu sur les charnières de fixation en partie supérieure de l'after core cowl, principalement au niveau de leurs axes : or, tel n'était pas le cas en l'espèce puisque l'enquêteur du BEA (M. GOUVARY) a constaté, le 4 septembre 2000, à HOUSTON, un jeu mécanique qui ne pouvait que provoquer un écart angulaire entre les deux nacelles. La solidarité décrite par les experts suppose aussi que la norme constructeur concernant le recouvrement longitudinal des bandes d'usure par la partie avant de l'after core cowl soit respectée. De même en ce qui concerne les normes de diamètres respectifs des thrust reverser et after core cowl afin que soit garanti un serrage effectif de l'ensemble. Il est d'ailleurs possible, au besoin, d'ajuster le diamètre final du thrust reverser par l'insertion éventuelle de cales d'épaisseur entre les wear strip et leur support. En l'espèce, M. TAYLOR n'avait pas positionné une telle cale alors que celle-ci est prévue dans le processus de fixation.

Il est également nécessaire que le tarage des crochets de fermeture des demi nacelles en partie inférieure soit respecté pour éviter un serrage trop important qui empêcherait le retour en position normale des demi-nacelles.

Enfin, l'état général des nacelles doit être satisfaisant. La présence de rustines ou de déformations dues à des réparations non standard de chocs sur les demi nacelles peut avoir une influence sur la géométrie et donc sur la rigidité de ces ensembles. En l'espèce, les experts ont noté la présence de traces de réparations non standards sur l'after core cowl et ont relevé que, de l'aveu même des représentants CONTINENTAL AIRLINES, aucun gabarit de vérification de la géométrie des demi nacelles n'existait

gaucne de l'arter core cowl ne permettait pas une liaison mécanique satisfaisante entre les deux sous ensembles.

Il apparaît donc que lorsque des défauts de maintenance existent, comme cela a été constaté par les experts, il est possible d'aboutir, au niveau de la partie inférieure des nacelles, à un écart supérieur à la largeur du wear strip, étant observé que la bande d'usure retrouvée sur la piste avait une largeur inférieure à la norme, soit 32,8mm au lieu de 35,43mm.

De surcroît, la longueur du wear strip arraché était supérieure à la norme, ce qui a entraîné un chevauchement sur l'extrémité de la bande d'usure adjacente, ceci étant confirmé par la présence de traces d'usure sur la partie voisine de ce même wear strip adjacent. C'est ainsi qu'une insertion a pu survenir entre le wear strip et son support et permettre la mise en oeuvre d'un effet guillotine à l'origine de l'arrachement de la lamelle (Db 543).

Dans ces conditions, il est indéniable que c'est bien un défaut de maintenance qui a provoqué l'effet de cisaillement des rivets et la perte de la lamelle et non pas un vice de conception.

Les conclusions des experts sont d'ailleurs confortées par les dépositions de plusieurs témoins. M. BERG, en charge de la surveillance de la maintenance des avions FINNAIR, a ainsi déclaré qu'un wear strip ne peut tomber au cours du décollage d'un aéronef que s'il existe un espace suffisant entre cette lamelle et le capot de la deminacelle, précisant que l'apparition d'un tel phénomène est le signe d'une maintenance défaillante dans la mesure où, si les règles d'entretien sont respectées, aucun jeu ne peut exister (Da 2405).

M. DUPONT, agent de maintenance chez AOM, a également affirmé que, si les réglages des capots fan-reverser et core cowl engine sont corrects, le wear strip ne doit pas pouvoir s'échapper (Da 2406).

M. KATOLAT, responsable contrôle qualité au groupe inverseur de poussée chez AIR FRANCE, a, quant à lui, déclaré qu'un mauvais réglage ou serrage du core cowl door et du fan reverser peut provoquer un espace suffisant permettant à une bande d'usure de se libérer et de tomber au sol (Da 2659).

Par ailleurs, GENERAL ELECTRIC, qui est destinataire des rapports des exploitants et des unités de maintenance sur l'inverseur de poussée du moteur CF6-50, a affirmé "qu'aucun de ces rapports ne fait état d'incidents à l'appui de la théorie de l'effet guillotine" et que "rien dans la base de données de la société constituée d'éléments stockés à partir des informations qui leur sont transmises ne conduit à croire qu'un wear strip de CF6-50 s'est détaché pendant l'exploitation des avions, ni ne vient

à l'appui d'une théorie expliquant comment il serait possible qu'un wear strip correctement entretenu se détache ou tombe". Les représentants de GENERAL ELECTRIC ont également clairement expliqué que le bord tombé sur les wear strip de première monte n'a jamais répondu à un problème éventuel d'effet guillotine ni d'espacement, ce qui avait été allégué par CONTINENTAL AIRLINES (Da 4282 et Da 4283). En effet, il est apparu, comme cela a été indiqué précédemment, que la pièce d'origine présentait un bord tombé uniquement dans le but de faciliter son processus de monte initiale.

L'existence de défaillances dans la maintenance de l'appareil DC10 est aussi établie par d'autres constatations.

En effet, d'une part, la compagnie CONTINENTAL AIRLINES, dans le cadre du suivi de navigabilité, avait l'obligation, comme toute compagnie exploitant des aéronefs, d'aviser le constructeur de toute difficulté particulière rencontrée au cours des opérations de maintenance. Dans ce cas, la réglementation prévoit que le constructeur, après étude, peut émettre un bulletin de service soumis aux autorités de tutelle, en l'espèce la FAA, qui, le cas échéant, en décrète l'application obligatoire sous forme d'un AD (Airworthiness Directive).

Or, en l'espèce, il ressort des éléments recueillis au cours de l'instruction que cette compagnie a dû faire face à une fréquence inhabituelle de perte de bandes d'usure.

Ainsi un wear strip inférieur sur la nacelle du réacteur n°3 du DC 10 n° 13067 avait été remplacé lors de la visite de maintenance CHECK "C" effectuée en Israël entre le 17 mai et le 11 juin 2000. Au cours de cette visite, 82 défauts ont été observés sur le seul réacteur n°3, ce qui représente un nombre important par rapport au rang de la visite. Selon l'expert, M. ALLIER, l'analyse de l'intitulé de ces défauts démontre que de nombreuses petites pièces dans l'environnement direct du moteur étaient cassées, desserrées ou qu'elles avaient subi une usure particulière (Db 228).

Le 7 juillet 2000, à l'occasion de la visite de rang "A3", des vérifications particulières portant sur les crochets de verrouillage des capots réacteur, sur tous les systèmes liés aux pylônes et aux moteurs ainsi qu'une inspection spéciale sur les attaches de la tuyère d'éjection des gaz chauds avaient été effectuées (Db 228). Tous les capots des moteurs avaient été ouverts durant cette visite et aucune observation n'avait été notée concernant la bande d'usure inférieure de l'inverseur de poussée du moteur n°3. Pourtant, à peine deux jours plus tard, le 9 juillet 2000, à HOUSTON, cette bande d'usure avait été découverte par M. GARCIA "tordue, endommagée et pendante" à l'extérieur de la partie inférieure de l'after close cowl, puis, après son remplacement, perdue sur la piste d'envol du Concorde le 25 juillet 2000.

La succession anormale de ces anomalies démontre un entretien manifestement défectueux de l'aéronef, et ce d'autant que ce n'est finalement que le 2 septembre 2000 que l'absence du wear strip a été constatée par la compagnie. Par ailleurs, alors que toute compagnie exploitante a l'obligation de signaler les difficultés de maintenance qu'elle

rencontre, il apparaît en l'espèce qu'aucune déclaration n'a été faite par CONTINENTAL AIRLINES concernant ce problème de bande d'usure ni à GENERAL ELECTRIC, ni à la FAA.

D'autre part, l'expert, M. ALLIER, désigné par ordonnance du 31 juillet 2002 aux fins d'apprécier la qualité de maintenance au sein de la compagnie CONTINENTAL AIRLINES, a conclu que le dossier remis par ladite société ne comportait pas tous les éléments de maintenance normalement exigés par les autorités aéronautiques (Db 228). L'expert, M. IZTUETA, quant à lui, a estimé que le niveau de maintenance en ligne n'était pas à la hauteur de ce que l'on est en droit d'attendre d'une grande société comme l'est cette compagnie. Il a ainsi relevé un manque de rigueur ainsi que des inspections et réparations sommaires au cours desquelles les services de maintenance se sont contentés de remédier aux dégâts récurrents sans se soucier de l'origine des problèmes. Cet expert note que même si à aucun moment, il n'a pu constater le dépassement des limites, il a relevé des écarts par rapport aux données du constructeur et aux règles de l'art (Db 536).

En outre, il apparaît que CONTINENTAL AIRLINES a fait procéder au démontage, dans les cockpits des appareils DC10, des indicateurs de vibrations de réacteurs suivant une autorisation donnée par le constructeur et à laquelle la FAA s'était ralliée alors même qu'une telle suppression n'a pas semblé techniquement très adéquate et qu'en Europe aucune compagnie n'a fait usage de cette faculté (Db 326 - Db 543 - Db 228).

Les experts MM. BELOTTI, CHAUVIN et GUIBERT ont fait observer que le fait de désactiver cet indicateur empêche la surveillance des vibrations des moteurs, alors que les équipages ne ressentent pas forcément ces vibrations. Ils ont relevé que durant l'été 2000, plusieurs avions DC 10-30 de la compagnie CONTINENTAL AIRLINES ont connu de sérieux problèmes de vibrations réacteurs, les boulons retenant le canal d'éjection des gaz chauds se desserrant. L'expert M. ALLIER a conclu de son côté que si l'indicateur de vibrations moteurs n'avait pas été supprimé, les phénomènes de vibrations auraient pu être détectés et corrigés, ne générant pas ainsi une usure prématurée de certaines pièces des moteurs (Db 228). Selon l'expert M. IZTUETA, la suppression des détecteurs de vibrations et le choix d'une politique de maintenance "on condition" (=selon état) des inverseurs, tendent à prouver que la compagnie cherchait à minimiser les coûts d'entretien avec pour corollaire une baisse du niveau de sécurité (Db 536).

M. BURTT a, sur ce point, reconnu que " le système du détecteur de vibrations était trop cher à entretenir et que son ingénieur spécialisé lui avait fait savoir que ce système n'était pas fiable" (Da 3598).

Ce qu'il faut retenir, c'est que les vibrations moteurs ne sont pas à l'origine directe de la perte du wear strip mais qu'elles ont très probablement petit à petit permis

l'amplification des mouvements des capots arrières par usure des axes de charnières, ces mouvements de capots ayant favorisé la chute de la pièce non correctement fixée. (Db 536)

S'agissant de la fixation de la bande d'usure, M. BURTT a expliqué que, pour effectuer les réparations, les employés devaient se référer au manuel moteur CF6-50 de GENERAL ELECTRIC, ainsi qu'à la propre documentation éditée par la société exploitante pour améliorer les procédures ou combler les lacunes, outre le manuel général de l'avion. Il a expliqué que pour effectuer le changement d'une bande d'usure, il convenait d'enlever les anciens rivets, le support devant être lisse, puis de reboucher les trous susceptibles de se chevaucher. Il a dit ignorer la raison pour laquelle du titane avait été utilisé pour façonner la nouvelle lamelle.

En revanche, M. BURTT a tenté d'alléguer que l'utilisation du titane n'aurait pas été constitutive d'une faute et qu'en ce qui concerne la présence de rivets provenant d'installations antérieures de wear strip et dépassant du support, et qui n'auraient donc pas été enlevés par M. TAYLOR, il s'agissait en fait de morceaux de rivets retirés par perçages et laissés libres derrière puis, qui, par l'effet de la gravité, seraient retournés se loger dans les trous (Da 3598).

En définitive, M. BURTT n'a apporté dans ses déclarations aucun élément de nature à remettre en cause les résultats des investigations ci-dessus exposés établissant que la bande d'usure n'avait pas été fixée conformément aux règles de l'art.

D/ La responsabilité de la personne morale CONTINENTAL AIRLINES

La personne morale CONTINENTAL AIRLINES INC a été mise en examen des chefs d'homicides et de blessures involontaires, le 10 mars 2005. Elle était représentée par Mme SEELIGSON, avocate salariée de la compagnie, en vertu d'un pouvoir délivré par MM. BETHUNE ET KELLNER (Da 3610).

L'intéressée a déclaré qu'elle ne souhaitait pas en l'état apporter de réponses techniques. En revanche, elle a contesté le fait que la maintenance ait pu être défectueuse sans apporter pour autant le moindre élément à l'appui de ses dénégations. Rien en conséquence n'est ressorti au cours de cet interrogatoire de nature à remettre en cause les résultats des investigations, qu'il s'agisse des constatations, des expertises ou des dépositions de témoins.

La première cause de l'accident du Concorde du 25 juillet 2000 était donc la perte de la bande d'usure qui a fait éclater le pneu de la roue n°2 de l'aéronef. Cependant, il ressort des investigations diligentées au cours de l'instruction que le sinistre n'a pu se réaliser que parce que des fautes dans le suivi de la navigabilité de cet appareil ont été commises, lesquelles ont eu pour conséquence la perte de l'aéronef.

Section seconde : le suivi de la navigabilité du Concorde

La navigabilité est une notion spécifique au domaine de l'aéronautique (sous-section 1). Dans le cadre du suivi de navigabilité de l'aéronef Concorde, les investigations ont permis d'établir que plusieurs fautes avaient été commises (sous-section 2), lesquelles sont imputables à des responsables appartenant tant à l'entreprise qui a construit l'appareil qu'à l'autorité administrative (sous-section 3).

Sous-section 1 : la notion de navigabilité

La navigabilité d'un avion de transport est son aptitude administrative à transporter des passagers en toute sécurité .

Cette aptitude est constatée par l'administration avant sa mise en service (§1). C'est ensuite toute une activité technique et administrative qui se développe en permanence afin de contrôler la capacité de l'appareil à voler dans le respect des normes de sécurité. (§2).

§1: Le processus de certification

Au cours de la conception et de la construction d'un aéronef, le constructeur et l'administration définissent des objectifs de sécurité et des normes à respecter afin qu'un minimum de pannes se produisent et que, dans l'hypothèse où elles aient lieu, elles ne remettent pas en cause la sécurité des personnes.

Les études menées portent notamment le nom d'analyses de sécurité, afférentes à chaque système et sous système.

Tous les cas de pannes, défauts ou anomalies raisonnablement envisageables sont étudiés, que l'avion soit au sol ou en vol et les actions de tous les acteurs potentiels (équipes de maintenance et d'entretien et équipages) sont préalablement définies.

Les objectifs de sécurité sont définis en fonction de niveaux de criticité basée sur les notions de risque et de danger. Le danger constitue le premier maillon nécessaire à un scénario d'accident et la recherche des dangers potentiels au cours de l'activité de transport aérien est fondamentale. Le risque, quant à lui, est caractérisé par l'éventualité d'un événement futur redouté, car associée à l'existence, à la connaissance ou à la perception d'une situation dangereuse pouvant évoluer jusqu'à l'accident. L'importance du risque est déterminée par la combinaison de deux facteurs, qui sont sa probabilité d'occurrence d'une part et la gravité de ses conséquences, d'autre part. Chaque situation est donc évaluée en fonction d'un niveau de criticité, qui va de mineur à majeur, puis de critique à catastrophique.

Pour chacun de ces quatre niveaux, les autorités déterminent une probabilité d'occurrence maximale. Ainsi, par exemple, une situation critique (c'est à dire qui est caractérisée par une dégradation dangereuse des marges de sécurité et/ou des conditions marginales pour les occupants) doit avoir une probabilité d'occurrence meilleure que 10^{-7} . Une situation qualifiée de majeure (c'est à dire qui est caractérisée par une dégradation notable de la marge de sécurité) doit avoir une probabilité d'occurrence meilleure que 10^{-5} (Diagramme de FARMER Db 385 - Da 2948)

Par conséquent, il existe un domaine de risques estimés acceptables au regard de leur degré d'occurrence et de gravité des conséquences estimées et un domaine de risques inacceptables.

Outre le processus de fabrication lui même (cellule, réacteurs, équipements divers) qui doit respecter un grand nombre de règlements techniques, l'obtention d'un certificat de type pour un nouvel aéronef s'obtient par le suivi rigoureux d'un processus de certification, régi par des règles spécifiques. Si, au cours des dernières décennies, il a généralement été fait appel, pour la certification des avions de transport à un ensemble de normes acceptées par de nombreux états européens, réunis dans un club dénommé JAA (Joint Aviation Authorities), cela n'a pas été le cas s'agissant du Concorde, pour lequel la certification comme l'exploitation se réfèrent à un Standard dit TSS (pour Transport Supersonique). Cet aéronef a donc été certifié au moyen de ce règlement unique, établi en commun par les anglais et les français.

S'agissant des objectifs de navigabilité, ils ont été définis dans le standard TSS 1.1 aux paragraphes 3 et 5 (Da 3978) :

§3 : une panne simple aboutissant à des résultats catastrophiques doit être extrêmement improbable

§5 : il sera envisagé toutes les occurrences prévisibles qui ne sont pas manifestement improbables

Au vu des normes de certification établies à la suite d'un travail commun aux constructeurs et aux autorités administratives (et après consultation des autres nations concernées - FAA pour les Etats Unis et CAA pour l'Angleterre -), l'avion prototype initial, à l'issue d'un processus de certification de type, doit obtenir un certificat de navigabilité de type. Sous le contrôle du service de la formation aéronautique et du contrôle technique (SFACT), il est vérifié que l'appareil a été conçu et construit dans le respect de la réglementation en vigueur, qu'il s'agisse, par exemple, des méthodes de fabrication, de la résistance des matériaux et de la structure, des performances des moteurs ou des équipements de bord.

Ensuite, chaque appareil doit obtenir un certificat de navigabilité individuel, subordonné à la démonstration de la conformité au type.

S'agissant plus spécifiquement du Concorde, le processus de certification a été plus long et complexe qu'habituellement dans la mesure où, d'une part, l'appareil avait été conçu en coopération par les Anglais et les Français et où, d'autre part, il s'agissait du premier avion de transport supersonique, ce qui a nécessité l'adaptation, et même parfois, le création de certaines normes spécifiques.

Par conséquent, un processus parallèle de certification primaire a été conduit dans les deux pays partenaires. Chaque administration responsable (DGAC et CAA) a désigné un PCM (Project Certification Manager) entouré d'une équipe de spécialistes dans le but d'élaborer de nouveaux règlements (standards TSS), les normes anciennes étant inadéquates pour un tel avion supersonique.

Le travail de certification s'est développé sur plusieurs années. Le prototype a volé pour la première fois le 2 mars 1969, alors que le certificat de navigabilité de type n'a été accordé pour la France que le 9 septembre 1975, après 5 300 heures d'essais sur huit appareils différents.

Sur le plan technique et opérationnel, les objectifs de sécurité s'imposent certes en premier lieu au niveau du processus de certification, mais également, tout au long de l'exploitation de l'avion.

§2: La phase d'exploitation

Tout au long de l'exploitation de l'aéronef, les autorités, les constructeurs et les compagnies de transport doivent contribuer au suivi de navigabilité, c'est à dire vérifier que les hypothèses de pannes possibles envisagées au cours de la certification sont bien réalistes et qu'en pratique, le degré d'occurrence des pannes comme la gravité de leurs conséquences sont en adéquation avec les hypothèses initialement retenues. S'agissant du Concorde, le travail de suivi de navigabilité était d'autant plus important que nul n'avait d'expérience en matière d'avion de transport supersonique et qu'il s'agissait d'un avion potentiellement dangereux en vol, dans la mesure où il vole à deux fois la vitesse du son, à des altitudes de croisière où la pression ambiante est le dixième de la

pression standard au niveau de la mer et où la température ambiante extérieure se situe entre moins 50 et moins 80 Celsius.

Le principe du suivi de navigabilité repose sur la prise en compte de l'expérience acquise, et notamment des incidents antérieurs, et sur l'exploitation de ce retour d'expérience afin d'évaluer, en premier lieu, les options réglementaires, techniques et opérationnelles prises précédemment, soit dans le cadre de la certification initiale, soit au cours du suivi de navigabilité, de modifier, ensuite, au besoin les hypothèses de pannes prévues au cours des analyses initiales et enfin d'étudier la mise en place des modifications nécessaires.

Il appartient notamment à tous les acteurs de la sécurité d'identifier toutes les causes des incidents et d'imaginer toutes les conséquences qu'un incident, s'il était amené à se reproduire, serait susceptible de provoquer comme dommages.

Le principe est donc que si les événements en exploitation établissent soit que la fréquence des pannes est notoirement supérieure aux prévisions des études de sécurité initiales (le degré d'occurrence constaté est différent du degré d'occurrence envisagé), soit que, en pratique, la gravité des conséquences d'une panne, initialement prévue simple, est plus grave, alors le constructeur et les autorités administratives doivent prendre toute mesure utile pour revenir à une combinaison réaliste de "niveau de criticité/probabilité d'occurrence", réglementairement définie comme acceptable.

C'est ainsi, s'agissant du Concorde, qu'ont été précisés, au regard des incidents rencontrés en exploitation, les objectifs de navigabilité définis initialement dans le TSS 1.1. Ces précisions ont fait l'objet d'une Condition Spéciale 01.01 (= CRI ou Certification Review Item 01.01) selon laquelle d'une part aucune condition de panne catastrophique ne devra résulter d'une panne de pneumatique à moins qu'il ne soit démontré que ce cas est extrêmement improbable et d'autre part aucune condition de panne critique ne doit résulter d'une panne de pneumatique à moins qu'il ne soit démontré que ce cas est extrêmement rare (Db 385).

Toutefois, il convient de faire observer, comme l'ont fait valoir à juste titre les conseils des mis en examen dans leurs observations (Da 4191- Da 4290 - Da 4566), que cette CRI 01.01 a été établie en 2001 et ne se trouvait donc pas applicable le 25 juillet 2000 au moment où l'accident de GONESSE s'est produit. En revanche, les objectifs de sécurité définis dans le TSS 1.1 sont ceux qui devaient servir de référence dans le cadre de l'analyse et de la prise en compte des événements survenus en cours d'exploitation.

Par ailleurs, au fur et à mesure que sont découverts des problèmes sur un avion ou qu'apparaissent des défauts en cours d'exploitation, le constructeur peut être amené à proposer à l'autorité administrative des modifications sous forme de Standard Bulletin (=SB). Cette autorité peut décider de rendre obligatoires certaines de ces modifications qui prendront alors la caractéristique d'une Consigne de Navigabilité (CN).

Enfin, un aéronef doit être entretenu suivant un programme d'entretien déposé, et exploité dans un cadre habilité, suivant des procédures déposées et agréées qui constituent le Manuel de Vol. Cette activité fait partie du processus de maintien de navigabilité de l'avion.

Les compagnies aériennes exploitantes, le constructeur et l'administration de l'aviation civile sont donc des acteurs de la sécurité aérienne qui ont des rôles distincts mais complémentaires.

La compagnie AIR FRANCE, en qualité d'exploitant, avait, au titre du maintien de la navigabilité de l'aéronef Concorde, l'obligation d'utiliser cet avion dans les limites prévues et de procéder aux opérations d'entretien.

Elle avait aussi obligation de déclarer les incidents et accidents d'exploitation (instruction du secrétaire d'Etat aux travaux publics, aux transports et au tourisme du 3 juin 1957 concernant les dispositions à prendre en cas d'irrégularité, d'incident ou d'accident d'avion, Db 385). L'Annexe 13 de l'OACI définit l'incident comme "toute infraction aux règlements de la circulation aérienne, aux règlements opérationnels ou tout événement ayant fait courir un risque aux personnes et au matériel, même s'il n'a pas entraîné d'irrégularité d'exploitation"

Le constructeur, en l'espèce AEROSPATIALE (devenu ensuite AIRBUS puis EADS) était détenteur du certificat de navigabilité de type. Il lui appartenait de prendre les mesures nécessaires pour assurer le maintien en validité dudit certificat. Il était amené à rechercher, auprès des exploitants, les incidents réellement survenus, puis à les trier, les analyser et à proposer des mesures garantissant le degré de sécurité nécessaire au maintien du certificat de type.

La Direction Générale de l'Aviation Civile (DGAC) a en charge, au nom et sous l'autorité du Ministre chargé de l'aviation civile de maintenir la sécurité du transport aérien à son plus haut niveau. L'arrêté portant sur l'organisation actuelle de la DGAC dispose ainsi que la direction du contrôle et de la sécurité est chargée de veiller au respect des dispositions législatives et réglementaires nationales et internationales applicables au domaine de l'aviation civile, en matière de sécurité, de sûreté et d'environnement (Da 4566). Cette responsabilité de la DGAC est revendiquée par cette administration puisque, dans une note de synthèse de présentation de son organigramme, elle a indiqué : "La DGAC est ainsi dotée de l'ensemble des moyens d'intervention et de contrôle dans son domaine d'activité. Cette unité fonctionnelle [...] découle de l'exigence de sécurité absolue qu'impose l'utilisation des aéronefs. Pour garantir aux usagers que le risque est limité à des situations pratiquement improbables, l'intégralité du système est soumis à des règles de contrôle et de vérifications contraignantes, élaborées et appliquées par la DGAC [...]. Quand un accident se produit, [...] il est clair que l'administration de l'aviation civile a la responsabilité de définir et d'appliquer les

mesures permettant d'éviter la reproduction du même accident. Cette responsabilité lourde, les diverses branches de l'aviation civile savent qu'elles peuvent l'assumer parce qu'elles font partie intégrante d'un ensemble unique qui leur permet et leur impose à la fois une coordination forte" (Da 3641).

La DGAC, sur son site internet, précise qu'elle est une autorité administrative qui assure le développement et la mise en oeuvre d'une réglementation qui limite davantage les risques. Elle doit posséder, grâce aux moyens qu'il lui appartient de mettre en oeuvre, une bonne connaissance des causes des incidents et accidents. Elle doit ensuite identifier des solutions techniques opérationnelles, humaines et organisationnelles de prévention des accidents (Db 385).

A l'intérieur de la DGAC, le Service de Formation Aéronautique et de Contrôle Technique (SFACT) endosse une part de responsabilité majeure puisqu'il doit veiller, avec le concours de l'ancien bureau VERITAS, devenu Groupement pour la Sécurité de l'Aviation Civile (GSAC), à ce que la conception, la production, l'exploitation et l'entretien des avions présentent les meilleures garanties de sécurité.

Le bureau VERITAS doit signaler les problèmes techniques dont il peut avoir connaissance. L'Organisme du Contrôle en Vol de la DGAC (OCV) doit également faire état des problèmes opérationnels, ce qui n'a jamais été le cas pour le Concorde puisqu'en 25 ans d'exploitation à AIR FRANCE aucun contrôle réel de cet organisme n'a été réalisé (Db 385).

Le suivi de navigabilité repose sur la tenue de réunions périodiques appelées en anglais ARM (Airworthiness Review Meeting) entre les représentants des constructeurs, des motoristes, des équipementiers et les experts des autorités administratives (SFACT, VERITAS ...).

Entre la France et la Grande Bretagne, le suivi de navigabilité de l'aéronef Concorde s'est organisé autour d'une réunion annuelle (ARM), outre des réunions spécifiques pour traiter des problèmes ponctuels.

Dans le cadre du suivi de navigabilité, il appartient à la DGAC de décider de procéder à des modifications. En pratique, elle reçoit du constructeur des propositions de modifications, qu'elle aura pu éventuellement susciter.

Le contenu technique de la modification est étudié et proposé par le constructeur et il appartient à la DGAC d'indiquer si cette modification doit recevoir la qualification de majeure (nécessitant une vérification supplémentaire pour le maintien du certificat de navigabilité) ou de mineure (ne nécessitant pas de vérification supplémentaire pour le maintien du certificat de navigabilité - arrêté du 6 septembre 1967 sur les conditions de navigabilité des avions civils, JO du 11 oct 1967).

C'est aussi la DGAC qui décide de rendre la modification obligatoire sous forme de consigne de navigabilité (CN) ou facultative (appelées Standard Bulletin ou SB).

Ainsi, la notion de navigabilité est source d'obligations. S'agissant de l'aéronef Concorde, il ressort de l'information que c'est précisément parce que certaines d'entre elles n'ont pas été remplies que des fautes peuvent être relevées.

Sous-section 2 : L'analyse des fautes

Les acteurs de la sécurité, en présence de la répétition des éclatements de pneumatiques sur les aéronefs Concorde, ont apporté des réponses qui consistaient essentiellement à limiter ce risque (§1), sans véritablement traiter les conséquences des projections possibles de débris sur la voilure (§2) et des ingestions de morceaux de pneumatique par les réacteurs, constatés par expérience pratiquement systématiquement. Or, il était acquis que le phénomène d'éclatement de pneus ne pouvait pas être éliminé. De ce fait, des projections de morceaux de pneu et d'autres matières, notamment métalliques, sur les parties sensibles de l'appareil allaient continuer à se produire sans qu'aucune mesure suffisante n'ait été prise pour empêcher la survenance d'événements pouvant mettre en péril l'appareil tels que des fuites de carburant, des déclenchements d'incendie ou des pertes de puissance des réacteurs.

§1 : Le traitement des causes de l'éclatement des pneumatiques

A la suite de trois incidents particulièrement graves qui ont eu lieu au cours de l'année 1979, constructeurs et autorités administratives ont décidé d'adopter certaines mesures en vue de diminuer les risques de ruptures de roues et d'éclatements de pneumatiques et leurs conséquences.

Le 15 mars 1979, à DAKAR, au décollage, le pneu n°5 éclatait à la suite du passage de la roue sur une arête vive existant sur la piste à la jointure de deux dalles. L'appareil n'avait pas encore atteint la vitesse dite V1. Le pneu de la roue n°6 éclatait quelques centaines de mètres plus loin, puis l'équipage procédait à une accélération-arrêt qui permettait l'immobilisation de l'avion à environ 250 mètres de l'allongement bitumé de la fin de piste. Il était constaté, outre la perte des deux pneus, des dommages sérieux au réacteur n°2 qui avait absorbé des morceaux de pneu, des dommages moindres au réacteur n°1, l'endommagement du crochet de verrouillage de la porte de train d'atterrissage gauche, des capots de protection latérale droite et gauche, du harnais électrique des déflecteurs d'eau centraux, ainsi que de trois tuyauteries du système de rétraction de l'amortisseur. Ont également dû être remplacés sur cet appareil les roues n°5, n°6 et n°1 et trois freins dont les disques ont été cassés. (Da 3071 - Da 3107- Da 3106).

Le 2 juin 1979, à PARIS, au décollage de l'aéroport de ROISSY, le pneu de la roue n°6 déchappait mais le vol était poursuivi, l'équipage ne décelant, en dehors d'une baisse sensible du niveau du réservoir de liquide hydraulique du circuit vert lors de la rentrée du train d'atterrissage, aucune autre alarme ou élévation de température. A l'arrivée de l'avion à NEW YORK, un certain nombre de dégâts étaient constatés : les roues n°5 et n°6 étaient endommagées, les carénages de protection des tuyauteries hydrauliques le long de la nacelle réacteur n°2 étaient enfoncés, le carénage des servo-valves dans le logement du train principal gauche était déformé, la tuyauterie hydraulique du circuit de train était sectionnée et enfin plusieurs traces d'impacts structuraux sur la voilure étaient constatées, y compris un enfoncement de l'intrados du réservoir carburant n°6 dans une zone où l'épaisseur du revêtement est de 2,5 mm. Le déchappage du pneu de la roue n°6 a été attribué par la suite à un dégonflage occasionné par le fonctionnement intempestif de l'un des fusibles métalliques monté sur la jante et destiné à éviter une surpression du pneumatique lorsque la température atteint une valeur excessive.

Au retour de l'appareil sur ROISSY, il était constaté que se produisait en fait à chaque freinage une fuite hydraulique, et que l'extrados du panneau plafond du logement du train principal était enfoncé hors tolérance en trois endroits (Da 3071 - Db 385).

Néanmoins, l'incident le plus grave fut celui qui s'est produit à WASHINGTON le 14 juin 1979.

Au décollage de WASHINGTON, après V1, vers 175 kt, l'équipage percevait un bruit d'explosion sur la gauche suivi très rapidement d'un second bruit accompagné de légères vibrations de l'appareil. La présence d'un important trou dans l'aile gauche, signalé par un passager, conduisait à décider de procéder au retour immédiat de l'appareil sur WASHINGTON (Da 3039).

Une fois l'avion immobilisé sur la piste, il était constaté l'éclatement des pneus des roues n°5 et 6, la destruction totale de la roue n°5 et partielle de celle n°6, l'endommagement des portes de train gauche, des entrées d'air des réacteurs n°1 et n°2, des canalisations hydrauliques cheminant dans le logement de train gauche, de deux faisceaux électriques de ce même train, ainsi que la perforation de l'intrados de l'aile gauche en plusieurs endroits avec fuites de carburant et l'arrachement sur 1/2 mètre carré du revêtement de l'extrados au dessus du logement du train d'atterrissage gauche.

En vol, l'équipage avait constaté la perte totale du circuit hydraulique principal vert, conséquence normale de la rupture des canalisations de train à la suite de la tentative de rentrée de train effectuée par le pilote, la perte totale du circuit de secours jaune au bout de quelques minutes, l'impossibilité de rentrer le train d'atterrissage et d'utiliser le freinage normal. Lorsque l'avion avait atterri, le commandant de bord avait dû faire usage des freins de secours alors que du carburant continuait de s'écouler de l'appareil.

L'origine de cet incident est le dégonflement progressif du pneu n°6 qui a entraîné l'éclatement du pneumatique de la roue n°5 pour cause de surcharge, la rupture des jantes des roues, la rupture de tuyauteries hydrauliques, des perforations de réservoirs structuraux, l'ingestion de morceaux de pneumatiques par le réacteur n°2 causant une perte de poussée et le blocage de ce réacteur après l'atterrissage (Da 3039).

Dans le compte rendu définitif de cet incident établi par AIR FRANCE (Da 3039), il a été noté de manière explicite la présence de "nombreux impacts sur la structure intrados au niveau des réservoirs 5, 6 et 2" et que "du carburant s'écoule par 13 perforations dont 6 importantes", étant précisé que cette fuite de carburant a été évaluée à environ 8 tonnes en 25 minutes (Da 3071).

Le 20 juillet 1979, le BEA, dans une note confidentielle signée de M. GUILLEVIC, mesurait, en ces termes, la gravité de l'incident: "quels que soient les résultats des investigations en cours, l'incident de WASHINGTON et les incidents antérieurs mettent en lumière la gravité des conséquences possibles d'un éclatement de pneu : risque d'incendie par écoulement hydraulique ou de carburant sur des éléments du train surchauffés ou en combustion, avarie grave de moteur, impossibilité de relevage du train d'atterrissage et limitation des possibilités de freinage et évidemment combinaison de deux ou plusieurs de ces effets possibles".

"Une catastrophe a été évitée à WASHINGTON, d'une part, grâce à la maîtrise avec laquelle l'équipage a effectué un atterrissage dans des conditions extrêmes de poids et donc de vitesse de présentation et, d'autre part, grâce à des conditions relativement favorables : bon fonctionnement des moteurs en vol et au cours de l'utilisation en reverse à l'atterrissage, subsistance d'un freinage de secours sur accumulateur " (Da 3071).

Cette analyse était confirmée par M. BOURGEOIS, enquêteur du BEA, au cours d'une audition devant nous. Il estimait en effet que c'était un "miracle" que l'avion n'ait pas pris feu alors que le carburant s'écoulait de 11 trous, créant "un nuage de carburant" derrière lui (Da 3999).

Sur le plan de la réglementation aéronautique, l'ampleur des risques résultant de l'éclatement des pneus se traduisait par le fait que le niveau de certification tel que prévu au moment de la certification n'était plus garanti : ainsi, dans une note datée du 20 novembre 1979 du STAé, il était mentionné : "un choix des solutions techniques et un programme ont été présentés fin septembre 1979. L'ensemble des mesures ci-dessous serait applicable à partir de mi-80 et le niveau de certification rétabli fin 80" (Da 3973). C'était reconnaître explicitement que le dit niveau n'était plus atteint.

De même dans une note antérieure du 26 juillet 1979, le SFACT avait écrit en conclusion : " il convient maintenant de déterminer si et quand la satisfaction des objectifs de certification pourra de nouveau être atteinte (Da 3073). M. BOURGEOIS

commentait cette conclusion devant nous en ces termes : “ quand on lit cette conclusion, on se dit qu’on ne devrait pas laisser voler l’appareil, qu’on doit l’arrêter et ne lui permettre de revoler que quand les objectifs de certification seront de nouveau atteints ”(Da 3999).

En effet, la certification envisageait la double destruction de pneumatiques à 10^{-8} par heure de vol. Elle sous-estimait ces probabilités : l’expérience en service avait montré un taux de 10^{-4} par heure de vol. Selon M. LENSEIGNE, dans une étude d’AÉROSPATIALE, le double éclatement de pneus avait été considéré du domaine de l’extrêmement rare, alors qu’il s’est avéré être sur cette classe d’avion qu’est le Concorde comme du domaine du rare (Da 3097). De plus, la certification n’avait ni pris en compte les risques de perforation de réservoirs, soit par éclats de roues au décollage (la roue n’étant pas censée se dégrader au décollage), soit par des éclats de pneumatiques (Da 3073). Dans son compte rendu définitif de l’incident du 14 juin 1979, le Directeur Général Adjoint chargé des Affaires Techniques d’AIR FRANCE notait que “les conséquences des incidents de pneus sur Concorde sont considérablement plus importantes que sur les autres avions, elles semblent avoir été sous-estimées lors de la certification” (Da 3039).

Le SFACT estimait, en conclusion, dans une note du 10 août 1979, que les conséquences des incidents n’étaient pas conformes aux prévisions de la certification en ce qui concerne la fréquence d’occurrence des incidents pneumatiques et particulièrement des incidents doubles, la perforation des réservoirs par des débris de pneus, la perte des deux circuits hydrauliques et enfin les conséquences de dommages dûs à des débris de pneus, notamment parce qu’ils avaient été évalués seulement en rapport avec l’expérience d’avions subsoniques (Da 3073).

La gravité de l’événement, survenu à WASHINGTON ce 14 juin 1979, était aussi reflétée par le fait que le National Transportation Safety Board (NTSB) des Etats Unis l’avait considéré comme un “reportable incident” à traiter selon la procédure suivie pour un accident, chargeant le BEA, en relation avec les services officiels britanniques, d’organiser et de diriger l’enquête à effectuer hors des Etats Unis (Da 3039). Le NTSB, à propos de l’incident de WASHINGTON, comme de trois autres intervenus entre les mois de juillet 1979 et février 1981, indiquait que l’appareil s’était “trouvé dans une situation potentiellement catastrophique à la suite de l’éclatement de pneus au décollage” (Da 3283). Au cours du conseil des ministres du 3 octobre 1979, M. LE THEULE rapportait que “ l’accident de WASHINGTON a été très grave et on a frôlé la catastrophe “(Da 3623).

M. BOURGEOIS qualifiait quant à lui l’incident du 14 juin 1979 d’accident au motif qu’il y a accident, soit lorsqu’il y a des morts ou des blessés, soit lorsque l’avion ne peut continuer à voler et doit revenir, ce qui a été le cas du Concorde à WASHINGTON (Da 3999). Pourtant, dans un rapport d’ailleurs établi par M. BOURGEOIS le 18 juin 1979, celui-ci avait indiqué qu’ “après une assez longue et contradictoire discussion, il est établi que l’événement survenu est un incident et non un accident” (Da 3067).

Quatre autres incidents, d'une gravité moindre que les précédents, se sont encore produits au cours de cette année 1979. De nouveau à WASHINGTON, le 21 juillet 1979, le pneu de la roue n°6 déchappait au décollage de l'appareil et "deux boules de flamme" en provenance du côté gauche de l'avion étaient observées, en bout de piste, par le chef d'escale d'AIR FRANCE. Le réacteur n°2, à la suite de l'ingestion de nombreux morceaux de pneu, a dû être changé, ainsi que les roues n°5 et n°6. L'origine de cet incident était une coupure en forme d'équerre de 30 x 40 mm du pneumatique n°6. Cet incident a suscité une réunion particulière à AIR FRANCE, en présence de représentants de la DGAC, du STAé, d'AÉROSPATIALE, et de VERITAS (Da 3927).

Deux mois plus tard, à DAKAR, le 23 septembre 1979, pendant le décollage, le pneu de la roue n°3 déchappait, ce qui provoquait des dégâts au réacteur n°3 suite à l'ingestion de morceaux de pneu. Outre le changement de ce réacteur, des réparations ont dû être effectuées sur l'extrados au dessus du puits de train qui avait été découvert perforé.

Le 6 octobre 1979, à la suite de l'éclatement du pneu de la roue n°4 consécutif à une coupure profonde de la bande de roulement, des dommages étaient occasionnés au train principal gauche, aux réacteurs n°3 et n°4 et sur l'intrados (traces d'impacts).

Le 31 octobre 1979, ce furent plusieurs tuyauteries hydrauliques qui durent être changées sur le train d'atterrissage à la suite d'un déchappage au décollage de l'appareil.

Eu égard à la gravité des événements, constructeurs et autorités décidaient d'adopter des mesures tendant à rétablir le niveau de certification (A).

Cependant, la mise en oeuvre de ces mesures n'a pas permis d'écarter de manière suffisante le risque de projections sur les réservoirs (par débris de pneus ou autres causes), laissant ainsi perdurer les risques inhérents à ces projections (B).

A/ : Les mesures adoptées après les incidents de 1979

Les modifications mises en place ont concerné les pneumatiques, les jantes, et les circuits hydrauliques.

A court terme cependant, des mesures opérationnelles d'inspection des roues et de pression de gonflage des pneumatiques ont été requises de suite dans le cadre de la Consigne de Navigabilité (CN) 82-56-74 (B) entrée en vigueur le 5 mai 1982.

A plus long terme, la DGAC, sur propositions des constructeurs, décidait d'imposer l'installation d'un nouveau type de pneus capables de supporter deux fois la charge normale afin, qu'en cas d'éclatement d'un pneu, le pneu adjacent n'éclate pas consécutivement. En effet, l'étude des incidents avait montré, qu'en cas de double éclatement, l'appareil roulant sur les jantes, des morceaux de métal étaient projetés sur les ailes.

Cette modification faisait l'objet du Service Bulletin (SB) SST 32-081 imposée par la CN 82-57-75 (B), entrée en vigueur le 15 mai 1982, avec une date limite de mise en conformité fixée au 30 septembre 1982.

Un système de détection de sous-gonflage des pneumatiques était mis en place puisqu'il était apparu que le sous-gonflage était une des causes d'éclatements des pneus. Cette modification faisait l'objet d'un SB imposée ensuite par une CN entrée en vigueur le 21 janvier 1981, avec une date limite de mise en conformité fixée au 31 mars 1982.

Afin de limiter le risque de désintégration des jantes, au cas où celles-ci viendraient en contact avec le sol, un nouveau dessin était imposé, prévu par un SB rendu obligatoire par une CN entrée en vigueur le 15 mai 1982, avec une date limite de mise en conformité fixée au 30 septembre 1982. Parallèlement, les fusibles de température montés sur les jantes étaient modifiés, ceux-ci apparaissant souvent à l'origine de fuites de pression dans le pneu.

Le cheminement des circuits hydrauliques dans la baie de train était également changé. Cette modification n'était pas été rendue obligatoire, mais se trouvait néanmoins mise en place début 1980 sur la flotte d'AIR FRANCE et courant 1982 sur la flotte de BRITISH AIRWAYS.

La protection de l'alimentation hydraulique du système de freinage était, au surplus, renforcée et dédoublée pour conserver sur un atterrisseur le freinage avec la protection anti-patinage dans le cas d'un dommage causé à l'autre atterrisseur par l'éclatement d'un pneumatique. Cette modification était prévue par des SB imposés par une CN entrée en vigueur le 21 janvier 1981, avec une date limite de mise en conformité fixée au 31 mars 1982.

Les câblages électriques courant le long des jambes de train principaux étaient également blindés.

B/ La portée des modifications mises en place

Les responsables de la sécurité attendaient beaucoup de ces modifications. Ainsi, à l'issue des travaux, AÉROSPATIALE concluait : "il ressort de cette étude que si l'incident a lieu à une vitesse supérieure à V1, des destructions massives de réservoirs ainsi qu'un incendie en vol ou au sol sont très peu probables, si la vitesse est inférieure à V1, les dégâts et les fuites sur le réservoir devraient être nulles ou très peu importantes et un incendie local très peu probable et ne pouvant en tout état de cause entraîner l'explosion d'un réservoir avant l'arrivée des moyens de lutte incendie de l'aéroport. La situation actuelle est acceptable et ne nécessite aucune modification ou amélioration de la résistance de l'intrados de la voilure"(Db 326).

Il apparaît donc que les modifications opérées visaient principalement à limiter les cas d'éclatements de pneumatiques et, en tout état de cause, n'avaient pas pour effet, en cas de projections, d'empêcher des fuites de carburant, ni son inflammation.

Les experts judiciaires en ont conclu que "toute la philosophie des mesures prises après l'incident de WASHINGTON est basée sur l'espoir qu'en améliorant le standard des roues et des pneus, ainsi que la surveillance de leur gonflage, on va résoudre tous les problèmes" (Db 326).

Au cours de l'expertise effectuée entre mai et août 2005, ils ont confirmé cette analyse en ces termes : "Même si une autre amélioration du cheminement des circuits hydrauliques et électriques a eu lieu parallèlement, force est de constater qu'il y a eu une véritable focalisation sur l'obtention d'un résultat global satisfaisant par le biais de la seule élimination espérée de la cause première (la faiblesse initiale du tandem pneu / roue)". (Db 385)

Il convient de rapprocher des avis des experts de celui exprimé par M. POLI, représentant du SFACT, qui, certes sans expressément critiquer les décisions antérieurement prises par son service, n'en a pas moins fait observer dans une note du 6 décembre 2000 que "les solutions retenues ont toujours été de tenter de corriger les risques de projection de débris de pneu (modification des pneus, revue du système de freinage ou modification du déflecteur d'eau par exemple) plutôt que de travailler sur les conséquences d'un éclatement de pneu sur les réservoirs (Da 3563).

Or, l'expérience en service a révélé que les prévisions des constructeurs et autorités étaient en partie erronées et que la mise en place des mesures correctives décidées à la suite de l'incident de WASHINGTON n'avait pas empêché de nouveaux éclatements de pneumatiques entraînant parfois des conséquences graves.

Ainsi, entre le mois d'octobre 1982 et le mois de juillet 2000, se sont produits 33 incidents de pneumatiques dont plusieurs éclatements. Les deux cas de double éclatements de pneus doivent être plus particulièrement signalés puisque l'un des principaux objectifs poursuivis par les mesures adoptées après l'incident de WASHINGTON était d'éviter le double éclatement susceptible d'engendrer la projection de métal provenant de la destruction des roues. L'un de ces incidents a eu lieu à l'atterrissage et n'a causé aucun dommages collatéraux, l'autre, en revanche, qui s'est produit le 30 avril 1996, à l'aéroport de ROISSY, a provoqué la perte du circuit hydraulique vert. (Da 3550)

Parmi ces incidents de pneumatiques, 6 sont à l'origine de dommages sur les circuits hydrauliques, avec dans 3 cas, la perte ou des fuites importantes sur les circuits vert et jaune. La nature des conséquences de ces incidents a suscité de la part de

M. POLI, dans une note du 30 juillet 2000, la remarque intéressante suivante “ces derniers événements méritent d’être analysés plus en détail pour juger du bénéfice des mesures prises fin 1982 et visant à la ségrégation des circuits hydrauliques dans la baie de train principal” (Da 3550).

Les éclatements de pneumatiques ont amené dans 7 cas à une ingestion de débris dans les moteurs, et dans 4 cas à des dommages sur les réservoirs, dont un consécutif à la libération d’un écrou de roue, ce qui conduisait M. POLI à relever que “la question de l’endommagement des réservoirs par des débris libérés lors d’un éclatement de pneu reste posée” (Da 3550).

Il convient de s’attacher à l’analyse de plusieurs cas d’incidents particulièrement sérieux démontrant que les mesures prises en 1982 n’avaient pas éliminé tous les risques qui étaient sensés avoir été traités.

Ainsi, en premier lieu, le 15 novembre 1985, à LONDRES, à la suite de l’éclatement au roulage du pneumatique de la roue n°5, étaient relevés comme dommages collatéraux une importante fuite de carburant en provenance du réservoir n°5, une crique voisine sur l’intrados du réservoir n°5, 2 impacts avec déformations de l’intrados, un percement de la trappe de train et l’ingestion de morceaux de pneus par deux réacteurs.

Il résulte de l’examen de ces dommages que l’éclatement du pneu aurait été dû à la présence d’un corps étranger sur la piste, en l’espèce un objet métallique d’environ 15 cm de long qui, après avoir entaillé la roue n°1, a provoqué l’éclatement de la roue n°5. La projection de cet élément métallique sur la voilure a, selon le compte rendu de réunion en date du 20 novembre 1985 établi par AÉROSPATIALE, “directement ou indirectement par ricochet sur la piste, perforé l’intrados voilure en arrière du cadre 47 entre les nervures 24a et 24b”. Cette perforation s’est produite dans une zone d’épaisseur des réservoirs de 1,2mm. Par ailleurs, il a été relevé sur l’intrados, au même endroit, une crique côté interne du revêtement, donc a priori à l’intérieur du réservoir, outre la présence de rayures côté externe (Da 3858).

En réponse aux arguments développés par les conseils des mis en examen sur le caractère unique et imprévisible du processus d’arrachement du réservoir tel que mis en oeuvre lors de l’accident de GONESSE, il peut être souligné, qu’un enfoncement de l’intérieur vers l’extérieur des réservoirs consécutif à un choc sur l’intrados avait donc déjà eu lieu précédemment et que des investigations en vue d’expliquer ce phénomène auraient pu être utiles. Selon les experts, “la particularité ci-dessus soulignée aurait mérité, à tout le moins, une investigation complémentaire pour tenter d’expliquer pourquoi, sur un choc extérieur direct sur l’intrados, on constate non une déchirure initiée sur la partie externe du réservoir mais une crique côté interne de celui-ci. Des documents techniques très complets manquent cependant pour en faire une analyse plus précise”(Db 385).

En deuxième lieu, le 25 octobre 1993, au roulage de l'appareil, le pneu de la roue n°2 éclatait à la vitesse très faible de 29 kt. Cet éclatement provoquait des dégâts sur les câblages électriques du déflecteur d'eau et un trou d'un pouce de diamètre sur le réservoir n°1, avec une fuite de carburant de 4,5 tonnes sur le taxiway. C'était la première fois qu'un tel incident était constaté à si faible vitesse. Les experts en ont conclu que l'hypothèse jusqu'alors admise selon laquelle l'énergie cinétique contenue dans les impacts de morceaux de pneu était due à la seule vitesse de rotation des roues se trouvait invalidée (Db 385). En effet, la roue fautive avait été bloquée en raison d'une panne de la servo-valve de commande de frein et se trouvait donc à vitesse de rotation égale à zéro au moment de l'éclatement du pneu et des projections qui en ont résulté. Suite à cet événement, la compagnie BRITISH AIRWAYS demandait au constructeur de revoir le design du déflecteur d'eau et d'analyser le risque d'un endommagement potentiel des réservoirs par un débris de cet élément, dans la mesure où dans le scénario retenu par le SFACT notamment, le déflecteur d'eau était suspecté d'avoir impacté l'intrados (Da 3301). Sur la requête de la compagnie britannique, un groupe de travail était mis en place et proposait des actions portant sur la servo-valve de frein et sur le déflecteur d'eau. Concernant ce dernier, AÉROSPATIALE soumettait ensuite une amélioration de la tenue du déflecteur frontal de train principal qui faisait l'objet d'un Service Bulletin en date du 28 février 1995. Cette modification n'ayant pas été rendue obligatoire, seule la compagnie BRITISH AIRWAYS l'a appliquée de son propre chef sur les aéronefs de sa flotte (Da 3301 - Da 3550).

Les experts judiciaires ont conclu, pour la période allant de 1982 à 1993, que "l'expérience montre que, malgré les mesures prises, les incidents de rupture de roues et d'éclatements de pneus continuent, avec leur cortège de dégâts réacteurs par ingestion, ruptures de tuyauteries hydrauliques et dégâts divers au train d'atterrissage, destruction de déflecteur d'eau, percements des réservoirs de carburant". (Db 326)

Ils en ont ensuite déduit que "la seule véritable barrière envisagée (amélioration mécanique significative de la résistance du tandem roue / pneu, complétée par la mise en place de la détection de sous gonflage), n'apparaît pas suffisante pour régler à la fois les problèmes multiples posés par la détérioration constatée du degré d'occurrence et la gravité des dommages réels" (Db 385).

Il est possible en effet de relever que la répétition des incidents, y compris postérieurement à la mise en oeuvre des modifications en 1982, démontre l'échec des solutions visant principalement à éliminer les éclatements de pneumatiques dans la mesure où, non seulement, ce type d'incidents a continué de se produire mais encore parce que les dommages qui en ont découlé ont été graves, s'agissant de dégâts aux réacteurs et aux circuits hydrauliques, ainsi que des percements de réservoirs avec fuites de carburant.

§ 2 : Le traitement des conséquences des éclatements des pneumatiques

Au niveau du traitement des conséquences des éclatements de pneumatiques, il ressort de l'information que les réponses apportées par les constructeurs et les autorités s'avèrent avoir été insuffisantes, l'idée initialement envisagée de renforcer la protection des réservoirs ayant été abandonnée (A), et les risques incendie et de perte de poussée des réacteurs ayant été négligés (B) (C).

A/ La protection de l'intrados

Il résulte des investigations menées au cours de cette instruction que, dès le début des incidents graves, et plus précisément dès la survenance au mois de juin 1979 de l'incident de WASHINGTON, constructeurs et autorités avaient envisagé la nécessité de renforcer la protection des réservoirs car les risques étaient connus.

Puis, au fil des années, notamment compte tenu de difficultés pour réaliser cette opération coûteuse et de nature à remettre en cause le certificat de navigabilité de l'appareil, cette idée a été mise de côté au profit du traitement des causes des éclatements. L'abandon de cette idée s'est avéré fautif dans la mesure où cette carence a contribué à la réalisation du sinistre de GONESSE au mois de juillet 2000.

1- L'idée d'une protection de l'intrados

Entre le 15 mars 1979 et le 14 décembre 1981, soit à peine plus de deux ans, 15 incidents ont été dénombrés. Sur ces 15 incidents, 10 ont été à l'origine de dommages structuraux (donc dans deux cas sur trois), portant dans cinq cas sur les réservoirs, qui ont subi des perforations dans deux cas (13 perforations réservoir le 14 juin 1979 et une perforation réservoir le 9 août 1981). (Db 385)

Pour la période s'étendant du mois d'octobre 1982 au mois de juillet 2000, l'expérience a mis en évidence que, malgré les mesures prises, les incidents de ruptures de roues et d'éclatements de pneumatiques se sont poursuivis, provoquant des dégradations au train d'atterrissage, aux déflecteurs d'eau et des percements des réservoirs.

Ainsi, au 22 mars 1994, 59 incidents de roues et pneus avaient déjà eu lieu, ayant provoqué, dans 5 cas, des percements de réservoirs, outre 21 cas de dégâts aux déflecteurs d'eau. (Db 326 - Da 3105)

Il convient de noter plus particulièrement l'incident de pneu du 9 août 1981, ayant causé, au niveau de la structure de l'avion, des percements du réservoir n°5 (trous de 25mm de diamètre) avec fuite de carburant, de la porte de train gauche (trous de 200x250 mm), ainsi que de nombreux impacts de pneus sur l'intrados voilure (Da 3727). L'incident de LONDRES du 15 novembre 1985 a, quant à lui, provoqué une

perforation du réservoir n°5 de 50mm par 70mm à l'origine d'une importante fuite de carburant. A LONDRES, le 15 juillet 1993, l'éclatement d'un pneu à l'atterrissage a causé deux trous dans le réservoir de carburant n°8 (photos Da 3743). Enfin, l'incident, à LONDRES, du 25 octobre 1993, est à l'origine d'un trou d'un pouce de diamètre dans le réservoir n°1 et d'une fuite consécutive de 4,5 tonnes de carburant répandu sur la piste (Da 3814).

Ainsi, le retour d'expérience fait apparaître que les projections sur la voilure de débris de pneumatiques ou métalliques continuaient de se produire et qu'elles pouvaient provoquer des trous de dimensions importantes, contrairement aux allégations des personnes mises en examen.

Ces constatations ont, semble t-il, gêné le constructeur puisque, dans un fax adressé le 23 Août 2000 par MM. DEVILLER, MARTY et DEFER faisant partie de la Direction des Programmes Concorde au sein de la société EADS, à M. BOUILLARD, enquêteur au BEA, il était demandé des modifications au rapport préliminaire rédigé consécutivement à l'accident de GONESSE. Ainsi, il était proposé, afin de "rendre le texte encore plus factuel" que soient notamment ajoutés, à chaque fois qu'il était fait état, dans l'analyse des incidents antérieurs, de perforations des réservoirs, les mots "de petite dimension" ou "de faible dimension". De même, il était sollicité dans cet écrit qu'il soit précisé, de manière inexacte, qu'"il n'existe aucun précédent de rupture structurale significative avec expulsion d'une surface importante de fond de réservoir" (Da 3803). Cette phrase n'a d'ailleurs pas été reprise dans le rapport définitif du BEA (De 26).

La connaissance des risques encourus au niveau des réservoirs peut être d'autant moins niée par les responsables de la sécurité que la protection de l'intrados, à l'origine, était en objectif envisagé.

Ainsi, dès le 10 août 1979, c'est à dire à peine deux mois après l'incident de WASHINGTON, dans une note de la DGAC/SFACT, il était mentionné, au titre des actions à réaliser par le constructeur, "la protection de certains réservoirs de carburant contre les projections de débris de pneus et de roues" (Da 3073).

Au cours d'une réunion tenue, à PARIS, le 22 août 1979, entre AÉROSPATIALE et les autorités de certification Franco-Britanniques, et à laquelle participaient notamment MM. DU BOULAY et CHAMPION (DGAC), PERRIER et LENSEIGNE (AS), les constructeurs faisaient observer que si "des débris de pneumatiques peuvent trouer les réservoirs, les risques de feu en vol sont négligeables" précisant que "c'est au sol, en cas d'accélération arrêt[...] que le risque apparaît le plus grave", tout en ajoutant qu'ils pensaient "qu'en cas d'éclatement avant V1, les morceaux de pneumatiques" pouvaient "avoir une énergie insuffisante pour trouer les réservoirs" (Da 3691).

Cependant, les autorités faisaient remarquer que deux aspects n'étaient pas couverts dans l'annexe 9, à savoir l'inflammation de pneumatiques chauds et l'apparition d'étincelles provoquées par une roue détériorée frottant la piste. En conséquence, il était envisagé "de procéder à des essais de pénétration de parois de réservoirs" (Da 3691).

Dans une note du 25 septembre 1979, M. LENSEIGNE (AÉROSPATIALE), indiquait qu'un programme d'essais était prévu pour déterminer l'enveloppe des zones - en avant et en arrière des trains d'atterrissage - susceptibles d'être percées par des débris de caoutchouc. Il était précisé, qu'après ces essais, la solution du renforcement serait choisie. Dans cette note, M. LENSEIGNE présentait le principe du renforcement comme acquis : les seules questions qui se posaient étaient celles de savoir quand et de quelle manière. Deux solutions étaient alors envisagées : le renforcement par un bouclier rapporté en matériau composite (kévlar) ou le remplacement des deux panneaux d'intrados en avant et en arrière des trains par des panneaux à fonds de maille épaissis dans les zones à risque (Da 3697).

Cet objectif a été validé dans une lettre de la SFACT du 26 septembre 1979, lettre signée par M. DU BOULLAY et adressée au nom des autorités de certification Concorde, la DGAC et la CAA (Da 3666). Il était confirmé au cours d'une réunion entre des représentants d'AÉROSPATIALE, de la DGAC, du STAé, de la CAA, du BAé et de VERITAS en date du 4 octobre 1979 (Da 3674).

La protection de l'intrados des réservoirs contre les projections de caoutchouc a aussi été envisagée dans un rapport d'enquête de la société AIR FRANCE en date du 8 octobre 1979 (Da 3043).

Dans une note du 29 octobre 1979 relative à l'incident du Concorde survenu le 14 juin 1979 à WASHINGTON, le chef du BEA de l'époque, M. GUILLEVIC, a également repris l'idée d'une protection de la voilure dans les mêmes termes, faisant état d'une étude par la SNIAS et de la mise en oeuvre d'essais de résistance avant la fin de l'année. Il était précisé que ces essais devaient permettre de définir les zones à modifier et les renforts nécessaires soit par emploi de tôles plus épaisses, soit par addition de kevlar (Da 3081).

Une note du STAé en date du 20 novembre 1979 faisait également état des différents objectifs définis au terme de réunions entre les autorités de navigabilité françaises et britanniques ainsi que les constructeurs et qui comprenaient, au chapitre relatif à la structure de l'aéronef, l'étude de la protection des réservoirs de carburant susceptibles de recevoir des débris de pneumatiques (Da 3973).

L'ensemble de ces préconisations a conduit à des essais effectués par AÉROSPATIALE au CEAT de TOULOUSE sous l'égide du Service Technique de la Production Aéronautique (STPA).

Une première campagne de bombardement d'un panneau d'intrados par des morceaux de pneumatiques a été effectuée entre la fin de l'année 1979 et le début de l'année 1980 au CEAT de TOULOUSE par AÉROSPATIALE et l'expert technique "certification" de l'autorité administrative (service technique de production aéronautique, STPA) agissant conjointement. Ces essais ont mis en évidence que la projection de morceaux de pneus de masse égale à 1 kilo pouvait provoquer des perforations. Sur les 10 tirs réalisés, deux ont conduit à des enfoncements des panneaux, et 5 à des perforations, dont deux avec passage du projectile dans une région de l'intrados où l'épaisseur était de 2 mm (Da 3665 - Da 3689).

Une autre campagne de tirs a été effectuée au mois d'avril 1981 afin de compléter cette étude. Ces essais d'impacts ont été réalisés avec des fragments de pneu de 0,950 kg à 100m/s et ont abouti à l'écrasement des tuyauteries, même si aucune perforation du revêtement n'a été constatée (Da 3714).

Les résultats de tous ces tirs ont été qualifiés d'inquiétants et d'alarmants par les experts judiciaires (Db 385) dans la mesure où, en de nombreux endroits, l'épaisseur des réservoirs du Concorde est de 1,2 mm et ce dans des zones particulièrement exposées aux projections.

Par ailleurs, le déroulement de ces essais donne lieu à critiques car ils n'ont été effectués qu'au moyen de masses d'un kilo et sur des réservoirs vides. Enfin, il est à noter que les résultats de ces essais ont été interprétés dans le sens d'un amoindrissement de leur portée.

Les essais ont, en effet, été réalisés avec des masses d'un kilo maximum, alors que les faits, notamment l'incident de WASHINGTON, avaient démontré la présence de morceaux de 4 kilos et plus. Les personnes mises en examen ont affirmé que les effets n'auraient pas été plus graves avec des masses plus lourdes car les volumes auraient alors été plus importants. Toutefois, cet argument n'a jamais été vérifié, ni par le constructeur, ni par les autorités.

De plus, les experts judiciaires ont pu expliquer que les dégâts de structure ou d'équipements sont toujours proportionnels à la quantité d'énergie contenue dans le ou les projectiles. Or, si dans le total de l'énergie cinétique desdits projectiles, la vitesse est certes un facteur prépondérant, pour autant, la masse ne doit pas être négligée (Db 326).

Les essais ont eu lieu au moyen de réservoirs vides. Les constructeurs, qui ont estimé que les réservoirs vides se perçaient plus facilement que les réservoirs pleins, ont allégué l'existence d'études - qui n'ont cependant pas été produites - et ont apprécié à la baisse la gravité des résultats. En réalité, les constructeurs n'ont fait aucune étude spécifique en 1979, ni en 1980, mais seulement des extrapolations au mois de mars 1980 (Da 3688). Aucun essai effectué sur des réservoirs pleins n'a été retrouvé au cours des investigations menées sur commission rogatoire par les gendarmes des Transports Aériens (Da 4019).

Pour autant, comme en atteste une note manuscrite en date du 22 avril 1980, la question avait été posée. En effet, dans cette note, il était indiqué que, lors des essais, une importante partie de la voilure avait été arrachée, plus grande que lors de l'incident de WASHINGTON. A titre d'explication, son auteur mentionnait : "nous pensons que cette différence vient du fait que le réservoir est plein de carburant à WASHINGTON, tandis que les essais de tir étaient effectués sur caisson vide". L'hypothèse a alors été émise qu'en cas de réservoirs pleins, "la masse de carburant peu compressible au dessus de la paroi touchée par le morceau de pneu empêche le déplacement important de cette dernière et rend la rupture complète de type réservoir vide peu vraisemblable"(Da 3696).

En dehors d'émettre cette hypothèse, il apparaît que les ingénieurs n'ont pas poussé plus loin les investigations, se privant ainsi de toute chance de découvrir par des essais in concreto l'amorce d'une rupture dans le sens intérieur vers l'extérieur, comme cela a pourtant pu être observé plus tard, non seulement en rupture complète au cours de l'accident de GONESSE, mais également précédemment lors de l'incident de LONDRES du 15 novembre 1985 sous la forme d'une crique sur la face interne de l'intrados. Les essais finalement mis en oeuvre postérieurement à l'accident mortel du 25 juillet 2000 l'ont été sur des réservoirs pleins et ont permis de reproduire un phénomène de déformation de la peau de l'intrados.

La raison pour laquelle des essais n'ont pas été effectués sur des réservoirs pleins était, non pas qu'ils apparaissaient inutiles pour le constructeur, mais que "le CEAT ne pouvait pas matériellement faire des essais sur des réservoirs pleins" (Da 4103), explication qui rend inexcusable cette négligence.

Ces constatations de carence ont d'autant plus de portée par rapport à la définition d'une faute que, précisément, lors de l'accident de GONESSE, les réservoirs étaient pleins et le morceau de pneumatique projeté était de 4,5 kg environ. De surcroît, il y a lieu d'observer, qu'après cet accident, ce qui avait jusqu'alors été considéré comme impossible ou superfétatoire a été estimé possible et utile : en effet, des essais ont été réalisés sur des réservoirs pleins avec une masse de 4,8 kg. Ils ont d'ailleurs démontré qu'une projection dans le sens externe / interne provoquait de manière incidente une déformation dans le sens intérieur / extérieur (Db 326). Ainsi la preuve a-t-elle été rapportée que si un tel essai avait été effectué avant l'accident de GONESSE, la perspective d'un mode de rupture de l'intrados dans le sens interne / externe aurait été ouverte, et ce d'autant que des incidents précédents, notamment celui du 15 novembre 1985, avaient révélé une telle possibilité. L'événement du 25 juillet 2000 ne serait donc plus apparu comme impensable comme les responsables de la sécurité ont tenté de le présenter.

Par ailleurs, les projectiles métalliques ont été exclus au motif que les modifications suivantes étaient envisagées, à savoir le renforcement des roues et des pneus, la détection de sous gonflage et le re-routage des cheminements hydrauliques et électriques. Une fois ces mesures mises en place, ce risque avait été considéré comme nul, M. HECKMANN expliquant ainsi "avec les nouvelles jantes, il était considéré qu'il ne pouvait plus y avoir de projection métallique" (Da 4110).

C'était pourtant négliger un mitraillage possible par d'autres éléments métalliques, provenant du train et notamment du déflecteur d'eau, ce qui s'est d'ailleurs révélé être le cas, outre au cours de l'accident de GONESSE, lors de plusieurs incidents précédents les 15 novembre 1985, 29 janvier 1988 et 15 juillet 1993 notamment.

Les essais étaient donc à la fois insuffisants, eu égard aux conditions dans lesquelles ils ont été effectués, et inquiétants, au regard de leurs résultats puisque des perforations et des déchirements de peau d'intrados avaient été constatés. Ils ont d'ailleurs été critiqués par les autorités anglaises dans une note remise par M. HADDOW du BAé et datée du 14 octobre 1980 (Da 3717).

Pour autant, les résultats ont été interprétés à minima par M. HECKMANN qui a estimé les risques de dégâts "peu importants" et les risques de fuites "faibles", alors qu'à WASHINGTON, précisément, les fuites avaient été importantes et les dégâts majeurs. M. HECKMANN a ainsi écrit dans une note N°451.479/80 que "la situation actuelle est acceptable et ne nécessite aucune modification ni amélioration de la résistance de l'intrados de la voilure" (Da 3129).

Pourtant, M. HECKMANN écrivait qu'"une ouverture massive dans les réservoirs n°5, 6, 7 et 8 est peu probable", ce qui, à contrario, signifie que cette ouverture massive avait été envisagée et comme elle s'est finalement effectivement produite dans le réservoir n°5 le jour de l'accident du concorde à GONESSE. L'intéressé n'a pas contesté, au cours de son interrogatoire de première comparution, cette constatation (Da 4110).

S'agissant des autorités administratives, il convient de noter que ses représentants n'ont pas effectué de contrôle sur la manière dont les essais ont été conduits, ni sur l'interprétation des résultats, alors que cette tâche rentre dans leur mission (Db 326). En fait, il ressort des éléments recueillis au cours de l'information qu'ils n'ont même pas sollicité les résultats. M. THILLAY DU BOULLAY, en sa qualité d'ancien chef du bureau de la certification, a ainsi reconnu que personne n'avait demandé les résultats des essais.

2. L'abandon du projet de renforcement de la voilure

Bien que les risques étaient réels et connus, le projet de renforcement des réservoirs a été abandonné. Le point final paraît avoir été posé dans la note susvisée d'AÉROSPATIALE de MM. HECKMANN et TOULOUSE, adressée aux autorités de certification au cours de l'été 1980, et dans laquelle il est notamment mentionné que "la situation actuelle est acceptable et ne nécessite aucune modification, ni amélioration de la résistance de l'intrados de la voilure" (Da 3129). Cette note a été adressée aux autorités de certification (STPA) qui, selon M. CHAMPION, l'ont implicitement acceptée (Da 4132). M. THILLAY DU BOULLAY, chef du bureau de la certification, a confirmé que cette note était destinée aux autorités pour justifier le non renforcement de la voilure (Da 4139).

Cet abandon se situe dans le prolongement du fait que la mise en place d'une protection des réservoirs aurait été économiquement et techniquement longue, difficile et coûteuse.

Il avait initialement été envisagé le renforcement de la voilure soit au moyen de kevlar, soit par adjonction de deux rangées de raidisseurs entre les nervures des panneaux de voilure vulnérables et une majoration des mailles inférieures à 2mm.

Cependant, il apparaît que les techniciens n'étaient pas unanimes sur la manière d'opérer.

Ainsi, à la fin de l'année 1979, M. LENSEIGNE avait envisagé la mise en place d'une protection externe. Selon M. PERRIER, elle était irréalisable dans la mesure où il était impossible de coller sur une surface en alliage léger un composite dont le coefficient de dilatation est complètement différent. Selon lui, la seule solution envisageable était un renforcement métallique de la voilure, mais il aurait alors fallu refaire la certification, la justification de l'avion en fatigue ainsi que des essais en vol, car ces modifications auraient eu des répercussions sur l'équilibrage de l'appareil, et la qualité du vol (Da 4103). Cette argumentation a été reprise par M. FRANTZEN au cours de son interrogatoire de première comparution (Da 4146).

En revanche, selon M. BOURGEOIS, ingénieur général de l'armement et enquêteur du BEA jusqu'au 31 janvier 1988, il aurait été possible d'envisager de renforcer les réservoirs avec du kevlar, sans d'ailleurs qu'il puisse indiquer si cela aurait été suffisant (Da 3999)

L'idée selon laquelle, d'une part, il convenait d'envisager ledit renforcement mais que, d'autre part, cette opération était difficile n'est pas niable. En effet, elle a été reprise par le SFACT après l'accident de GONESSE, au mois de juillet 2000. A cette occasion, M. GRUZ a énuméré les difficultés de l'opération. Il aurait alors été nécessaire de faire à nouveau certifier l'avion avec des problèmes d'inspectabilité de la structure pour détecter les criques, de perturbations aérodynamiques (influence du blindage sur la traînée, les qualités de vol), de quantité de carburant, d'effets sur les températures de carburant (le concorde utilisant le carburant comme puits de chaleur), et de risques de perte en vol de ces blindages s'ils avaient été externes.

M. GRUZ a de plus précisé que cette liste n'était sans doute pas exhaustive (Da 3550). Il est intéressant de relever que ce représentant du SFACT a, en conclusion, clairement indiqué, pour justifier la nécessité de renforcer l'intrados, qu'"il semble illusoire de vouloir se garantir, sur le long terme, contre les éclatements de pneus. Un simple objet métallique sur une piste peut s'avérer fatal".

Certes, cet avis est émis postérieurement et au regard de l'accident mortel du 25 juillet 2000, mais il n'est pas uniquement fondé sur les circonstances de cet accident puisque M. GRUZ se réfère expressément à tous les éclatements de pneumatiques répertoriés sur la flotte Concorde pour poser cette conclusion.

Ainsi, pour le SFACT, "le renforcement structural de la voilure" aurait été "une modification très lourde aussi bien d'un point de vue économique que technique" (Da 3563), sans d'ailleurs qu'il soit certain que cette opération aurait pu être menée jusqu'à son terme et avec le risque, qu'en définitive, il soit nécessaire de constater l'impossibilité technique d'y parvenir et donc de décider l'arrêt définitif des vols.

Ces données techniques expliquent pourquoi, en 1979, les responsables ne voulant pas prendre le risque d'un arrêt des vols, l'idée d'un renforcement de la voilure n'a pas prospéré.

Or, au même moment, les autorités de certification commençaient à manifester leur impatience. Ainsi dans un courrier du 1er avril 1980, M. DU BOULLAY écrivait au directeur de la SNIAS pour dénoncer un glissement important du calendrier et exiger "un programme complet, cohérent comprenant des engagements fermes de tous les partenaires intéressés au maintien du certificat de navigabilité de type et des certificats de navigabilité individuels des avions". Une menace sur la navigabilité des appareils était donc mise en évidence (Da 3088).

M. TOULOUSE, au cours de son interrogatoire de première comparution, acquiesçait à cet enchaînement des faits en déclarant : "LENSEIGNE demandait une note. Il est vraisemblable qu'il pensait qu'on n'allait pas renforcer la structure. Ce n'est pas Jean Pierre HECKMANN tout seul qui a décidé de cette conclusion. LENSEIGNE a souhaité présenter l'avion en certification. Il avait besoin de cette note. Il l'a demandé à M. HECKMANN. Sans doute n'était-il pas facile de faire les modifications de la voilure" (Da 41116).

Cependant cet abandon de l'idée d'une protection de la voilure se trouve en contradiction avec, d'une part, plusieurs avis exprimés lors de réunions entre les acteurs concernés et avec, d'autre part, les incidents survenus ultérieurement qui démontrent qu'un renforcement de l'intrados était nécessaire.

Ainsi le 29 février 1980, dans un compte rendu de réunion à la délégation générale pour l'armement, il était indiqué que "la protection de certains réservoirs contre les projections consécutives à l'éclatement de pneus pose des problèmes et n'est pas encore définie" (Da 4067). Au deuxième trimestre de l'année 1980, étaient publiés les résultats des essais effectués au CEAT, qui rappelons-le, montraient possible le percement des réservoirs par des projectiles d'1 kilo. De même, dans le compte rendu d'AÉROSPATIALE sur la première campagne d'essais, il était indiqué qu'"une solution de renforcement pourrait être envisagée par adjonction de deux rangées de raidisseurs entre les nervures des panneaux de voilure vulnérable" (Da 3665).

Puis, au cours de cette même année, au mois de juin, MM. HECKMANN et TOULOUSE rédigeaient la note dans laquelle ils concluaient qu'aucun renfort de l'intrados de la voilure n'était utile (Da 3129). C'était ensuite, au mois d'octobre 1980, dans une note remise par M. HADDOW du BAé qu'étaient critiqués les essais du CEAT et la note du mois de juin 1980 (Da 3717).

Le 15 novembre 1985, un nouvel incident au décollage de LONDRES avait lieu, l'éclatement d'un pneumatique et une importante fuite de carburant en provenance du réservoir n°5, imposaient le retour de l'appareil sur LONDRES et l'évacuation des passagers en secours via les toboggans. Selon les experts judiciaires (Db 385), la crique interne au réservoir, au droit d'un impact de morceau de pneumatique, aurait nécessité des investigations complémentaires qui auraient pu permettre d'appréhender, même partiellement, le processus de ruine du réservoir survenu ensuite à GONESSE.

En effet, cette crique apparaît, à l'issue de l'instruction, avoir été un indice précurseur de l'expulsion possible d'un panneau de la voilure. M. PERRIER a d'ailleurs reconnu, au cours de son interrogatoire du 26 septembre 2005, qu'en 1985, il n'avait pas fait d'investigations complètes sur cette crique (Da 4103).

De surcroît, cet abandon d'un renforcement de la protection des réservoirs a été formellement condamné par les autorités après l'accident de GONESSE.

En effet, après le sinistre du 25 juillet 2000, dans une note du 6 décembre 2000 (Da 3563) M. POLI du SFACT a confirmé que les analyses feu étaient insuffisantes alors que la menace était évidente et que le choix avait été fait de s'en tenir davantage au traitement des causes que des conséquences car le renforcement structural de la voilure était une modification trop lourde.

Ainsi, il a écrit : "Il semble qu'à chaque occasion des analyses (voire des essais) aient été menés amenant des modifications visant à traiter la cause de l'éclatement pneumatique mais pas les conséquences sur les réservoirs carburant. Ce choix se justifiait d'autant plus que le renforcement structural de la voilure est une modification très lourde aussi bien d'un point de vue technique qu'économique, et que les analyses feu permettaient de juger le risque comme acceptable, étant limité à des cas de figure bien précis et apparemment contrôlables. On peut cependant critiquer ces analyse feu, qualitatives et qui ne seront pas acceptées dans le cadre de la remise en service du Concorde. A ce jour, prenant en compte l'accident du F.BTSC, les autorités de certification considèrent que toute fuite de carburant (quelque soit le débit) peut potentiellement prendre feu et que les constructeurs devront démontrer (si c'est possible) qu'il existe des conditions minimales pour avoir une inflammation. L'analyse de l'expérience en service selon laquelle aucun feu ne s'est déclenché dans le passé ne paraît pas recevable, étant donné la complexité des mécanismes aujourd'hui évoqués par les spécialistes sur ce sujet de l'inflammation. Durant les années d'exploitation

opérationnelle du Concorde, ce risque de feu aurait mérité une analyse de meilleure qualité, la menace étant particulièrement évidente (avec un taux d'éclatement pneumatique sur Concorde $6 \cdot 10^{-4}$ contre 10^{-5} par cycle pour un appareil type A 340) et aucune solution visant à limiter les fuites carburant n'ayant été développée”(Da 3563).

De plus, le SFACT, dans une note du 30 juillet 2000, a mentionné que les endommagements commis aux réservoirs pouvaient avoir une origine autre que la projection directe de débris de pneus. En effet, selon M POLI, l'expérience en service du G-BOAB du 25 octobre 1993 a fait suspecter que le déflecteur d'eau brisé lors d'un éclatement pneumatique au roulage à basse vitesse, pouvait générer des dommages aux réservoirs de carburant. Il convient de rappeler qu'à la suite de cet incident, une modification visant à éviter la libération des parties de ce déflecteur d'eau lors de sa rupture avait été développée, mais n'avait été introduite que sur la flotte anglaise au cours de l'année 1995, et que l'accident du 25 juillet 2000 a permis de démontrer que cette pièce, en matériaux composite et de faible masse, pouvait être projetée avec une énergie suffisante pour générer d'importants dommages sur la structure de l'appareil (Da 3550).

Ainsi, il apparaît que l'abandon de l'idée d'un renforcement de la protection des réservoirs a été maintenue alors que l'expérience en service démontrait que les projections dangereuses susceptibles de percer les réservoirs pouvaient provenir de matériaux autres que les morceaux de pneu comme des écrous ou des pièces de déflecteurs d'eau, projections métalliques contre lesquelles, à l'évidence, les mesures prises en 1982 ne pouvaient pas remédier puisqu'elles visaient essentiellement les pneus et les jantes.

Puis, le SFACT, dans un rapport du 5 septembre 2001 rédigé conjointement par M. JOUTY et M. GRUZ, a décrit la fragilité de l'intrados du Concorde dans ces termes: “ La revue de l'expérience en service met en évidence la vulnérabilité de l'intrados de la voilure de Concorde, et donc des réservoirs contenus dans cette voilure, à la perforation par divers projectiles. Les fuites de carburant qui pourraient en résulter présentent un risque, en particulier si la fuite se situe à proximité des moteurs (ingestion, feu sur les parties chaudes) ou du train d'atterrissage (feu sur des freins chauds). Il est par ailleurs intéressant de noter que si la voilure des avions subsoniques est par construction plus épaisse et ne présente donc pas la même vulnérabilité aux impacts, toutefois, les panneaux d'accès aux réservoirs situés sous la voilure sont un point faible et sur ces avions des perforations de tels panneaux furent constatées en service. Le renforcement de ces panneaux fut rendu obligatoire après l'accident d'un BOEING à Manchester en 1985 (réf JAR 25.963(g)) (Da 2978).

Il a ensuite été ajouté dans ce rapport que “la configuration de Concorde offre en terme d'éclatement de pneumatique ou de fuite de carburant des risques supérieurs à ce que l'on connaît sur des avions avec une configuration “classique”:

- une aile delta qui offre une plus grande surface aux impacts d'objets issus du train d'atterrissage ou projetés par celui-ci.

- la structure de cette voilure, à base de longerons et de listons, comporte une peau plus fine, qui constitue également l'enveloppe des réservoirs de carburant.
- les moteurs sont montés sous l'aile et sont largement entourés de réservoirs, y compris en avant des entrées d'air.
- les moteurs sont installés à proximité du train d'atterrissage.
- les moteurs sont montés en doublet et peuvent être éventuellement affectés simultanément, alors que la double panne moteur est potentiellement catastrophique suivant la phase de vol.
- enfin, les moteurs, à simple flux et avec postcombustion, comportent une tuyère beaucoup plus chaude ; cette tuyère et les gaz chauds qu'elle émet sont susceptibles de constituer une source d'allumage de façon plus efficace que les cônes arrière des moteurs actuels à fort taux de dilution". (Da 2978)

Il y a lieu d'observer que le SFACT a fondé essentiellement son jugement sur des éléments (conception de l'avion, différences avec les autres aéronefs) connus en 1980.

En définitive, dans une note du 29 juillet 2000, sur "le renforcement des réservoirs de carburant aux impacts", M. GRUZ, après le rappel des bases de la certification sur la protection de l'intrados contre les dommages possibles dus aux pneumatiques et des cas de perforations de réservoirs constatés en exploitation, concluait : " il est clair que dans ces cas, [...], l'avion ne répond pas à sa base de certification (TSS N° 5-6§91.1) : un éclatement de pneus peut s'avérer dangereux voire catastrophique" (Da 3550) (Db 385).

Le raisonnement de ce représentant du SFACT met en évidence les fautes des acteurs de la sécurité durant toute la période qui s'est écoulée entre l'événement de WASHINGTON au mois de juin 1979 et l'accident de GONESSE.

Ainsi il exposait qu'en vertu du §9 du TSS Standard N° 5-6, " les pièces et équipements localisés dans la région du train d'atterrissage doivent être protégés afin d'éviter de mettre en danger l'opération de l'avion dans les cas suivants : éclatement de pneu, avec le train d'atterrissage sorti, rentré ou en position intermédiaire, battage par une bande de pneu dans une position où la roue est en mesure de tourner, et surchauffe d'une roue due à un freinage excessif". Il précisait que "de façon évidente, les réservoirs de carburant situés autour de la baie du train principal doivent être considérés dans cette analyse", que le cas de WASHINGTON (dommages à une roue qui provoque des projectiles) "n'était pas couvert par le règlement TSS", que les mesures prises après cet incident, dont le renforcement des pneumatiques afin d'éviter de rouler sur les jantes, ont été efficaces puisqu'aucun cas d'éclatement de roue n'avait été reporté par la suite. M. GRUZ précisait toutefois qu'ultérieurement, au moins quatre cas de percement de réservoirs ont été uniquement dus à un éclatement de pneus, ou à une conséquence directe (perte de boulon, arrachage du déflecteur d'eau, d'une partie de la porte du train) de cet éclatement (Da 3550).

M. GRUZ, dans cette même note du mois de juillet 2000, ajoutait, mais pour des raisons pré-existantes à l'accident de GONESSE, que le besoin de renforcer les réservoirs était évident puisqu'“en effet, il semble illusoire de vouloir se garantir, sur le long terme, contre les éclatements de pneus” (Da 3550)

Courant 1993, deux incidents particulièrement significatifs ont eu lieu à LONDRES les 15 juillet et 25 octobre 1993. Dans chacun des deux cas, l'éclatement d'un pneu (même à très faible vitesse de roulement de l'avion), l'ingestion de morceaux de pneumatiques dans les réacteurs et des perforations dans certains réservoirs (avec la seconde fois une perte de carburant de 4,5 tonnes) ont été constatés (Da 3301 - Db 385).

Pour autant, les études n'ont pas été reprises et l'abandon de l'idée d'un renforcement de la protection des réservoirs n'a pas été remise en cause. Dans la mesure où les éclatements avaient été consécutifs à des blocages de roues, le constructeur avait décidé de limiter les études à la résolution de cette question (déclarations de M. HERUBEL - Da 3956 - Da 4121).

Pour se justifier, M. HERUBEL a indiqué que les autorités avaient demandé aux constructeurs de s'occuper uniquement du problème des blocages de roues, alors que tous les acteurs de la sécurité savaient, d'une part, qu'il ne serait jamais possible d'éliminer toutes les causes d'éclatements de pneumatiques et notamment celles dues à la présence d'objets étrangers potentiellement coupant (FOD) sur les pistes et taxiways et, d'autre part, que les projections provoquaient des perforations dans les réservoirs.

Or, dans une note en date du 22 mars 1994 signée de MM. HERUBEL et HOLLIDAY, intitulée “ Etude sur les conséquences de l'éclatement d'un pneu”, il est mentionné que “les risques d'incendie associés à l'éclatement d'un pneu peuvent être estimés à 1.10^{-6} par heure de vol en se fondant sur les données de service. Bien que ce chiffre ne réponde pas à l'objectif de 10^{-7} associé à une situation particulière d'avarie dangereuse, les risques moyens totaux au niveau de l'avion, qui se situent entre 5.10^{-6} et 10^{-5} pour des répercussions dangereuses, ne sont pas notablement plus élevés”.

Les auteurs de cette note concluaient notamment que “les événements récents ont montré que les risques de perforation de l'intrados de l'aile avec fuite de carburant sur la piste n'étaient pas suffisamment réduits [...]. Les débris projetés sur l'aile par l'éclatement du pneu peuvent provenir de différents éléments du train d'atterrissage, sans que l'un d'eux soit plus significatif qu'un autre” (Da 3130 / Da 3227).

Les experts judiciaires ont noté qu'en 1994, il est possible de constater l'augmentation du nombre réel de perforations de réservoirs et de fuites de carburant

associées et que le taux de probabilité ne remplit toujours pas les standards de la certification initiale. Ils ont fait observer que les constructeurs, pour atténuer cette réalité, du point de vue statistique relative au nombre de perforations dans les réservoirs, ont éliminé le cas le plus grave de WASHINGTON, soit un cas sur cinq, outre l'événement du 23 octobre 1993 avec perforation du réservoir n°1 (qui ne figure dans aucun relevé officiel d'incident d'éclatement de pneu), alors que lesdits constructeurs ont pris en compte l'ensemble des heures de vol depuis le début des opérations commerciales et comprenant donc la période entre 1976 et 1979 (Db 385).

Ainsi, alors que les pneus, mêmes renforcés, continuaient d'éclater et que des dégâts importants continuaient à se produire, les constructeurs se sont contentés d'améliorer les servo-valves et les déflecteurs d'eau, sans se livrer à des recherches concernant la protection des réservoirs.

Durant la période qui s'est écoulée entre octobre 1994 et juillet 2000, plusieurs éclatements de pneus sont intervenus :

- le 21 juillet 1995, au roulage, le pneu de la roue n°2 a éclaté, puis une fuite hydraulique s'est produite.
- le 30 avril 1996, au roulage, les pneus des roues n°5 et n°6 ont éclaté.
- le 23 juillet 1998, un pneu a éclaté au roulage.
- le 18 janvier 2000, à l'atterrissage, le pneu de la roue n°4 a éclaté, provoquant des dommages au déflecteur d'eau.
- le 22 janvier 2000, le pneu de la roue n°4 a éclaté entraînant des dommages au train d'atterrissage droit.
- le 14 juillet 2000, suite à l'éclatement du pneu de la roue n°1 à l'origine de dommages au déflecteur d'eau, une manoeuvre d'accélération arrêté a eu lieu. (Db 385).

Les experts ont pu relever que, durant cette période, ils ne trouvaient pas trace d'investigations sur la question de la protection des réservoirs.

B/ La négligence du risque incendie

Après l'accident de GONESSE, les autorités, en l'espèce le SFACT, représenté par M. POLI, dans sa note du 6 décembre 2000, dénonçaient le comportement des responsables de la sécurité par rapport au risque incendie en ces termes : "durant les années d'exploitation opérationnelle du Concorde, ce risque feu aurait mérité une analyse de meilleure qualité, la menace étant particulièrement évidente (avec un taux d'éclatement pneumatique sur Concorde de 6.10^{-4} contre 10^{-5} par cycle pour un appareil de type Airbus A340) et aucune solution visant à limiter les fuites carburant n'ayant été développée" (Da 3563).

Ce jugement du SFACT, certes postérieur à l'accident du 25 juillet 2000 mais fondé sur des éléments pré-existants, a été conforté par des essais effectués par le constructeur au cours de l'hiver 2001 à ISTRES. Ces essais ont démontré que les fuites

de carburant (enflammé ou non) pouvaient être aisément ingérées dans les réacteurs, par le biais des entrées d'air auxiliaires, notamment lors des prises d'assiettes importantes (décollage, atterrissage) et plus encore en présence de dérapage (= cas de panne réacteur) (Db 385).

Il résulte des investigations effectuées au cours de l'instruction que le risque incendie, perçu dès l'accident de WASHINGTON, a été sous estimé par le constructeur et les autorités administratives et n'a donc pas reçu de réponse alors qu'au fil des années, les conclusions du constructeur étaient démenties par l'expérience.

Dans une note du 6 juillet 1979, la direction des études d'AÉROSPATIALE avait écarté toute inflammation directe dans un réservoir. Des essais avaient, en effet, démontré qu'il n'y avait pas d'inflammation quand un débris, même chaud, passait à travers une couche même mince de carburant avant d'atteindre le mélange air/carburant.

S'agissant du risque d'incendie par carburant écoulé, il avait été de suite exclu en raison, notamment, des conditions de l'écoulement du liquide par rapport à la forme de l'appareil (Da 3662).

Pourtant, dans une note manuscrite de M. LENSEIGNE datée du 27 juillet 1979, le problème des risques d'incendie avait été posé et les réponses ne paraissaient pas acquises. En effet, dans un tableau intitulé "ré-estimation des risques", celui de feu en vol et au sol était expressément envisagé. En revanche, ne figuraient aucune indication particulière dans la colonne des corrections à court terme et deux points d'interrogation dans celle des corrections à plus long terme (Da 3848).

Dans une note du 10 Août 1979, de la direction des études d'AÉROSPATIALE, signée de M. LENSEIGNE également, il était indiqué qu'en cas de décollage non interrompu, "la pénétration des réservoirs, pleins ou vides, ne pose pas de problème d'inflammation par des débris de caoutchouc ou d'alliage léger". Cette assertion se trouvait suivie d'une analyse technique tendant à démontrer que, même en cas de fuite, l'inflammation était impossible. En cas de décollage interrompu, la note mentionnait que "la perforation d'un réservoir par un morceau de caoutchouc venant de la rupture d'un pneu est peu vraisemblable (l'énergie d'un tel morceau étant plus faible que dans le cas traité précédemment)" et que "la pénétration des réservoirs ne pose pas de problème d'inflammation par des débris de nature alliage léger" (Da 3097).

Dans une note du 27 août 1979 (Da 3691), la direction des études d'AÉROSPATIALE avait conclu à propos des risques incendie, que ceux en vol étaient négligeables, tout en admettant que des débris de pneumatiques pouvaient trouer les réservoirs. Il était, en revanche, mentionné que c'était au sol, en cas d'accélération-arrêt (pompiers non prévenus et freins très chauds) que le risque incendie apparaissait le plus grave. Toutefois, le rédacteur de cette note, à savoir M. LENSEIGNE, s'empressait

d'ajouter "on pense qu'en cas d'éclatement avant V1, les morceaux de pneumatiques peuvent avoir une énergie insuffisante pour trouser les réservoirs". Or, contrairement à cette allégation, l'examen des incidents démontre que les morceaux de pneumatiques peuvent percer les réservoirs avant V1 et même à très faible vitesse (Londres 15 juillet 1993).

Dans une note du 31 octobre 1979, signée de M. HECKMANN, et dont le but était de déterminer les risques encourus en cas d'éclatement de pneus durant la période limitée de 6 mois à 12 mois précédant la mise en application des modifications destinées à éviter le renouvellement de l'incident de WASHINGTON, il était mentionné que les risques à considérer étaient la perte de poussée au décollage, la perforation des réservoirs et la rupture des tuyauteries hydrauliques. S'agissant des risques d'incendie, il était noté : "une perforation de réservoir peut théoriquement conduire, en cas d'accélération arrêt, à un incendie limité dû à l'inflammation du pétrole qui entrerait en contact avec les parties chaudes des freins. Cet incendie n'est pas plus susceptible de provoquer une explosion dans les réservoirs pendant une période de 5 minutes sur le Concorde que sur d'autres avions commerciaux déjà certifiés"(Da 3692).

Dans leur note de 1980, rédigée au vu de l'incident de WASHINGTON et des résultats des tirs du CEAT, MM. HECKMANN et TOULOUSE ont quasiment écarté toute idée d'incendie : "Si l'incident a lieu à Vitesse supérieur à V1, des destructions massives de réservoir ainsi qu'un incendie en vol ou au sol sont très peu probables. Si l'incident a lieu à vitesse inférieure à V1 les dégâts et les fuites sur les réservoirs devraient être nuls ou très peu importants et un incendie local très peu probable et ne pouvant en tout état de cause entraîner l'explosion d'un réservoir avant l'arrivée des moyens de lutte anti-incendie de l'aéroport". Les intéressés concluaient ensuite que la situation était "acceptable" et qu'elle ne nécessitait "aucune modification ni amélioration de la résistance de l'intrados de la voilure" (Da 3129).

Ainsi était il donc décidé par les intéressés qu'aucune recherche complémentaire au titre d'un renforcement des réservoirs n'aurait lieu alors même que l'incident de WASHINGTON avait révélé l'importance des risques et que les événements ultérieurs allaient démontrer que le démarrage d'un incendie pouvait continuer à se produire comme ce fut le cas le 14 novembre 1985 à LONDRES où un feu de circuit hydraulique, s'éteignant à l'atterrissage, a néanmoins nécessité l'évacuation des passagers par les toboggans (Da 3114).

Par ailleurs, des essais effectués par BAé (British Aerospace) en 1972 avaient mis en évidence que la production de nombreuses étincelles ("massive sparking") par des morceaux de titane heurtant le sol ou les parois des réservoirs avait causé des inflammations de fuel (Da 3716 - Db 385).

Puis, en annexe 2 de la note de MM. HERUBEL et HOLLIDAY, datée du 22 mars 1994, intitulée "Etude sur les conséquences de l'éclatement d'un pneu" (Da 3130 - Da 3227), dans une étude de BAé sur la sécurité incendie de 1994, il était mentionné que les derniers incidents survenus sur le concorde en juillet et octobre 1993 avaient

démontré que les réservoirs de carburant situés à l'avant des entrées d'air des moteurs pouvaient être perforés à la suite d'une avarie de pneumatique, alors qu'en 1979 la probabilité de survenance de cette situation avait été estimée faible. Les auteurs de l'étude concluaient que "la perforation des réservoirs de carburant et le carburant répandu de ce fait en présence de sources potentielles d'inflammation créent une situation indésirable".

Il résulte ainsi de ce qui précède que les questions avaient été clairement posées, mais que les problèmes n'avaient pas pour autant été résolus.

De plus, les expertises réalisées après l'accident de GONESSE dans le cadre de la présente information ont montré que le frottement entre deux cornières en aluminium, identiques à celles fixées sur le déflecteur d'eau central du concorde, et du même métal que l'intrados de l'appareil, produisaient des étincelles (Db 351). Aussi, rien n'empêchait que de tels essais aient lieu antérieurement.

Il apparaît donc que si les acteurs français de la sécurité avaient écarté les risques d'inflammation, les autorités Anglaises continuaient à souligner l'existence de ce danger et le retour d'expérience prouvait qu'un incendie était toujours possible.

C/ La négligence du risque relatif à la perte de poussée des réacteurs

Les dommages aux réacteurs ont été un problème qui s'est régulièrement posé entre 1976 et 2000. Sur l'ensemble des incidents qui se sont produits au cours de cette période sur le concorde, 21 cas concernent ce type de dégâts. Dans un cas, celui de l'incident de NEW YORK du 9 août 1981, trois réacteurs ont subi des dommages, dans 8 cas, 2 réacteurs ont subi des dommages et enfin dans 12 autres cas, un seul réacteur a été endommagé.

Huit de ces incidents ont provoqué une décision d'accélération-arrêt lors de la séquence de décollage, ce qui a pu éviter la survenance de dommages plus graves (Db 385).

1/ : De 1976 à octobre 1982

Durant la première période consécutive, notamment à l'incident de WASHINGTON, l'attitude d'AÉROSPATIALE a consisté à écarter tout risque lié à une perte de poussée.

Ainsi, dans une première note du 6 juillet 1979, M. LENSEIGNE rappelait que, du point de vue de la certification, les conséquences d'un éclatement de pneumatique sur la propulsion avaient été étudiées sous deux aspects : les effets sur la nacelle d'une part, les résultats des études ayant permis de conclure qu'un projectile de 4 livres animé

d'une vitesse de 217 kt n'entraînait pas de dommages à la nacelle susceptible de mettre en cause le fonctionnement des moteurs, et les effets sur les moteurs d'autre part, la perte de la bande de roulement en un seul morceau pouvant provoquer la perte au plus d'un seul moteur, la multitude de débris de pneus pouvant être absorbée sans perte de vitesse.

Pour M. LENSEIGNE, les incidents de DAKAR du 15 mars 1979 et de WASHINGTON du 14 juin 1979 ne remettaient pas en cause les conclusions adoptées lors de la certification dans la mesure où, dans les deux cas, la propulsion avait bien fonctionné jusqu'à la coupure des moteurs, et ce, bien que des dégâts aient été constatés sur un moteur dans chacun de ces cas. Quant aux quatre réservoirs nourrices (réservoirs n°1 à n°4), il constatait que leur éloignement respectif était suffisant pour que soit écartée l'éventualité de dommages importants à deux de ces réservoirs. En conséquence, il considérait "comme exclue la possibilité de perte de poussée pouvant conduire à une situation catastrophique" (Da 3662).

Une position semblable était adoptée, le 31 octobre 1979, par M. HECKMANN qui concluait dans cette note que " la perte de poussée affectant significativement les performances au décollage à la suite de l'ingestion de débris de pneu est très peu probable" (Da 3692).

Il confirmait cette conclusion le 10 mars 1980 en indiquant que l'expérience en exploitation "montre que, si après éclatement ou déchappage de pneus les moteurs situés du côté du ou des pneus ou des roues endommagées sont susceptibles d'ingérer des morceaux de pneumatique, par contre, les conséquences sur la poussée disponible des moteurs au décollage sont mineures et ne se sont jamais traduites au cours d'incidents survenus en exploitation, par une perte de poussée significative" ;

Il convient de rapprocher ces conclusions de plusieurs faits qui sont de nature à remettre en cause la position adoptée par AÉROSPATIALE. Il semble en effet, comme cela a été relevé par les experts, que dans l'analyse qu'il a pu faire, le constructeur a procédé à une ségrégation purement formelle des pannes qui se trouve être sans commune mesure avec la situation technique et opérationnelle réelle de l'avion en vol.

En effet, les experts ont relevé qu'à la suite de pas moins de trois incidents, celui du 15 mars, du 14 juin et du 6 octobre 1979, il a été nécessaire de changer simultanément 2 réacteurs et non un seul, que dans l'incident de DAKAR du 15 mars 1979, nul ne peut présumer du fonctionnement satisfaisant des réacteurs en cas de poursuite du vol puisque les pilotes ont effectué une accélération-arrêt et qu'enfin, au cours de l'incident de DAKAR du 23 septembre 1979, le réacteur n°3 n'a tenu que 7 à 8 minutes après l'ingestion de morceaux de pneu au décollage.

Au total, les 7 incidents de 1979 ont provoqué le changement de 9 réacteurs, outre des criques et des déformations sur les nacelles des réacteurs et sur les entrées d'air et ont abouti, dans le cas de WASHINGTON, à un non-fonctionnement des entrées d'air des réacteurs n°1 et 2, et à 3 arrêts de réacteurs en vol, suivis de déroutements après vidange de carburant.

2/ : Du mois d'octobre 1982 à juillet 2000

Durant la période du mois d'octobre 1982 au mois d'octobre 1994, les incidents ont continué à survenir avec des effets sur les réacteurs. Ainsi, à trois reprises, des réacteurs ont dû être changés, le 8 mars 1984 (JFK), le 15 novembre 1985 (LONDRES) et le 16 janvier 1993. En outre, il résulte d'une étude faite le 2 août 2000 par M. OTTRIA du SFACT, sous l'autorité de M. POLI, que pour la période postérieure au mois de septembre 1982 "dans 80% à 100% des cas, un éclatement de pneu pendant le décollage conduit à un dommage réacteur" (Db 385).

Ainsi, les risques encourus au titre de la perte de puissance des réacteurs devaient être pris en compte puisqu'ils faisaient partie de la chaîne des éléments concourant à la réalisation d'une catastrophe. Il ressort de l'instruction que conclure dès 1979 que les pertes de poussée ne pouvaient pas engendrer une situation qualifiée de catastrophique et ne plus remettre en cause cette conclusion peut être constitutif d'une faute.

Ainsi, les investigations ont permis d'établir que les responsables de la sécurité ont commis des fautes concernant le traitement des problèmes relatifs à la voilure, du risque incendie et de la perte de poussée des réacteurs.

Il apparaît que ces fautes ont notamment consisté à séparer le traitement des pannes (par exemple, panne de réacteur par ingestion de morceaux de pneu et impossibilité de rentrer le train d'atterrissage : à partir de 1979, il n'était plus techniquement admissible de ne pas considérer ces deux pannes comme "potentiellement concomitantes" au vu des dommages constatés lors des incidents répétés en exploitation - Db 385). Les experts ont d'ailleurs conclu dans leur rapport du 7 août 2005 que "le recours systématique à des méthodes de "démonstration de conformité" formelles, en saucissonnant les différentes conséquences de la même cause (éclatement initial d'un pneu), aboutira à ne pas prendre en compte de façon réaliste l'ensemble des problèmes techniques et opérationnels résultant du seul éclatement de pneu initial". De l'ensemble des documents qu'ils ont étudiés, il ressort "que s'est

développée progressivement une sorte de “passivité attentiste” du constructeur par rapport aux événements en exploitation”, avec une sous-estimation des dommages causés tant aux réacteurs du fait de l’ingestion de débris de pneus, que des risques importants de fuites de carburant et d’inflammation.

S’agissant des autorités administratives, les investigations effectuées au cours de l’instruction ont montré qu’au delà de l’étude des incidents et de la gravité de leurs conséquences, ses responsables n’ont pas effectué toutes les démarches nécessaires et indispensables pour contraindre le constructeur à adopter les mesures qui s’imposaient pour remédier à tous les problèmes rencontrés, tant concernant les dommages importants sur les réservoirs de l’avion, que les risques d’incendie et de perte de poussée des réacteurs.

Ces fautes s’avèrent être imputables à trois acteurs de la sécurité relevant du constructeur français et des autorités.

Sous section 3 : l’imputabilité des fautes

A l’issue de l’instruction, il ressort que les fautes commises au cours du suivi de la navigabilité du Concorde, sont imputables à MM. PERRIER (§1), HERUBEL (§2) et FRANTZEN (§3).

Ces fautes ne peuvent être pleinement expliquées que sous l’éclairage du contexte industriel et financier dans lequel elles ont été commises (§4).

§1: La responsabilité de M. PERRIER

M. PERRIER a été mis en examen le 26 septembre 2005, des chefs d’homicides involontaires et de blessures involontaires ayant entraîné des incapacités de travail inférieures ou égales à trois mois et supérieures à trois mois (Da 4103).

Né le 28 juin 1929, il est issu de l’école supérieure de l’aéronautique et a été breveté au centre d’essais en vols en 1955. Il a commencé par travailler au sein de la société SNCASO sur les essais des avions de combat. En 1955, il a été affecté à Sud Aviation où il a travaillé sur le programme Caravelle : il a alors eu en charge l’établissement des programmes d’essais et de la certification des différents modèles de Caravelles.

A partir de 1964, M. PERRIER s’est occupé du programme Concorde qui avait été lancé en 1962. En effet, en 1964, André TURCAT, qui avait été choisi pour diriger les essais en vol sur cet aéronef, lui a fait intégrer la société AÉROSPATIALE afin qu’il participe à la préparation des essais des futurs aéronefs Concorde. M. PERRIER a progressivement davantage travaillé sur l’appareil Concorde aux dépens du développement des Caravelles pour, finalement, ne plus s’occuper que du Concorde à

compter de l'année 1967. Il a donc été associé à toute la préparation, puis à l'exécution du programme des essais sur cet aéronef en qualité d'adjoint de M. TURCAT. La certification de l'avion a eu lieu à la fin de l'année 1975 et les avions ont été mis en service par les Compagnies AIR FRANCE et BRITISH AIRWAYS le 21 janvier 1976. M. TURCAT a abandonné ses fonctions le 31 mars 1976 et M. PERRIER est alors devenu directeur des essais en vol à la division avion de la société AÉROSPATIALE le 1er avril 1976. Dans le cadre de ses fonctions, il dépendait du directeur technique (M. Pierre LECOMTE) qui lui-même dépendait du chef de la division avion, M. André ETESSE, décédé à ce jour. M. PERRIER est demeuré directeur des essais en vol jusqu'en 1985 (Da 2945 - Da 4103 - Da 4104).

Parallèlement, à compter de 1978 et jusqu'au 30 juin 1994, M. PERRIER a exercé les fonctions de directeur du programme Concorde. A ce titre, son supérieur hiérarchique était M. ETESSE et son rôle consistait, en sa qualité de "représentant d'AÉROSPATIALE pour les contacts à haut niveau" à "traiter, avec l'assistance de l'Usine et du Bureau d'Etudes de TOULOUSE, les problèmes techniques et opérationnels"(Note de service, organigramme, Da 4104).

M. PERRIER devait veiller à ce que chaque problème technique soit correctement traité par le responsable du bureau des études. Pour se faire, il était avisé des événements en service et devait contrôler la mise en oeuvre des inspections qui s'imposaient et des modifications nécessaires. M. PERRIER a indiqué qu'il n'avait pas le pouvoir de décider des modifications à effectuer sur l'avion, responsabilité qui incombait à M. CORMERY (à ce jour décédé), en sa qualité de chef de la direction des études. Toutefois, M. PERRIER a précisé que, s'il avait le sentiment que les études étaient insuffisantes ou que les décisions prises n'étaient pas convenablement appliquées, il devait insister auprès du directeur des études en vue d'obtenir des vérifications supplémentaires. En cas de désaccord sur la politique à mener, il devait faire arbitrer le contentieux par le directeur de la division, ce qui ne s'était jamais produit. M. PERRIER a ainsi reconnu qu'il avait toujours été d'accord avec les positions retenues par le directeur des études (Da 4103).

M. PERRIER avait, par conséquent, la responsabilité du suivi de la navigabilité des appareils Concorde. Quand un problème était rencontré, il devait s'assurer que les techniciens effectuaient les modifications qui s'imposaient. Il intervenait même sous la double casquette, d'une part, de directeur des programmes et, d'autre part, de directeur des essais en vol. C'est ainsi, par exemple, qu'il a mis au point, après l'incident de WASHINGTON de 1979, le système de détection du sous gonflage des pneumatiques et a conduit les essais en vol en vue d'aboutir à la certification de ce système.

Dans le cadre de ses fonctions de directeur des programmes, M. PERRIER avait un assistant et, dans celles de directeur des essais en vol, il avait un service qui a pu compter jusqu'à 300 personnes.

En l'état des éléments recueillis au cours de l'information, il apparaît que M. PERRIER, de par l'étendue de ses fonctions, s'est trouvé en position de responsable du suivi de la navigabilité des appareils Concorde, et ce à compter du 1er avril 1976 (soit bien avant l'incident de WASHINGTON du 14 juin 1979), jusqu'au 30 juin 1994, c'est à dire six ans avant l'accident de GONESSE. C'est précisément au cours de cette période qu'auraient dû être prises toutes les modifications qui s'imposaient au regard du retour d'expérience. M. PERRIER s'est donc trouvé en position de responsable non seulement du fait de ses fonctions mais également en raison de la période durant laquelle il les a exercées.

Il convient de noter, qu'après l'accident du Concorde, M. PERRIER a été désigné par le ministre des transports comme représentant de l'industrie aéronautique dans la commission d'enquête qui, sans déposer de rapport, n'en a pas moins approuvé celui du BEA. L'intéressé a ensuite été conseiller technique sur les modifications qui ont conduit à la remise en service de l'appareil en novembre 2001 (Da 2945). Ces activités confortent le rôle de premier plan occupé par M. PERRIER dans le domaine du suivi de la navigabilité des appareils Concorde.

M. PERRIER n'a d'ailleurs pas contesté les responsabilités qu'il avait dans le cadre du suivi de navigabilité. Il a ainsi déclaré, au cours de son interrogatoire de première comparution, que "dans le cadre de sa fonction de coordination avec le bureau d'études, son rôle était de s'assurer que ce qui relevait potentiellement de la navigabilité était traité avec la qualité et les délais nécessaires". Il a ajouté qu'il lui appartenait "aussi de s'assurer que tous les contrôles utiles et toutes les modifications nécessaires étaient faits" (Da 4103).

Ainsi, eu égard aux fonctions qui étaient les siennes et à la période de leur exercice, il s'avère qu'il a directement commis les négligences et les imprudences précédemment dénoncées dans le cadre du suivi de navigabilité du Concorde et qui sont constitutives de fautes ayant concouru à la réalisation de l'accident du 25 juillet 2000.

Ces fautes ont consisté en premier lieu à avoir sous estimé la gravité des dommages causés par les différents incidents ayant affecté les appareils Concorde à compter du 15 mars 1979, à ne pas avoir été suffisamment attentif au caractère répété des incidents et à avoir privilégié le traitement des causes de ces incidents, notamment et principalement, les éclatements de pneumatiques et les destructions de roues consécutives, aux dépens des conséquences de ces dégâts en terme de projections de débris divers (pneumatiques et/ou métalliques). Cette stratégie était particulièrement imprudente dès lors qu'il était évident qu'il n'aurait jamais été possible d'écarter totalement ledit phénomène d'éclatement de pneumatique et que négliger, notamment, la prise en compte des risques de perforation de l'intrados, d'inflammation du carburant qui peut s'échapper et de perte de poussée des réacteurs exposait quiconque à des risques particulièrement graves.

Sur ce point, les avocats du mis en examen ont contesté l'existence d'une quelconque sous-estimation de la gravité des incidents précédents celui du 25 juillet 2000 dans la mesure où, en vertu des bases réglementaires applicables en aéronautique qui "devraient constituer la seule référence juridique pertinente", "aucun incident rencontré en exploitation (à l'exception de DULLES) n'a mérité la qualification d'incident grave au sens de cette réglementation" (Da 4564 - Da 4393).

Il convient de préciser que cette réglementation repose notamment sur, outre le standard TSS 1.1 décrit précédemment, l'annexe 13 de la convention relative à l'aviation civile internationale (OACI Chicago 1944), l'instruction IGAC/300 (du 3 juin 1957), puis le Code de l'Aviation Civile (29 mars 1999). Il en ressort que l'incident est défini comme étant un "événement, autre qu'un accident, lié à l'utilisation d'un aéronef, qui compromet ou pourrait compromettre la sécurité de l'exploitation", que figurent dans la liste des incidents graves les "défaillances structurelles de l'aéronef, les pannes multiples et les incidents au décollage ou à l'atterrissage", et qu'enfin l'accident est l'événement ayant causé la mort ou des blessures graves, la disparition de l'aéronef ou "enfin des dommages ou une rupture structurelle qui a altéré les caractéristiques de résistance structurelle, de performances ou de vol et devrait nécessiter une réparation importante".

Ces définitions s'inscrivent dans des procédures relatives aux modalités des enquêtes à diligenter par les autorités en cas de pannes constatées sur un aéronef. Elles permettent une classification des pannes et de leurs conséquences et ont une incidence sur leur traitement en terme d'investigations, d'enquête.

Cependant, dans l'analyse même de ces événements, les responsables de la sécurité ne sont pas liés par ces définitions pour en tirer les enseignements quant à une possible amélioration des normes de sécurité dès lors qu'est constatée une dégradation de celles-ci.

Il est intéressant de noter que, contrairement à ce qui a pu être allégué par les avocats des mis en examen, l'avis des experts judiciaires quant à une sous-estimation de la gravité des incidents précédents celui du 25 juillet 2000 de la part du constructeur et des autorités administratives, n'est pas isolé, l'analyse faite par M. POLI étant sensiblement identique (Da 3563), de même que celui émis par la commission d'enquête CHSCT-AIR FRANCE qui a parlé dans son rapport de "sous estimation quasiment systématique de leur gravité (des événements antérieurs)" et qui "ont été les principales causes de l'édulcoration des problèmes et des difficultés" (Da 2813).

En l'état de tous ces éléments, la répétition d'incidents aux conséquences dommageables graves sur le fonctionnement de l'avion (réservoirs perforés, fuites de carburant, perte de poussée des réacteurs...), ne peut être niée de la part de M. PERRIER et aurait dû l'inciter à davantage de vigilance dans leur traitement.

Sont également constitutives de fautes le fait, ensuite, d'avoir abandonné ou même d'avoir accepté l'idée d'un renoncement à protéger l'intrados contre les risques de projections, alors que ces risques étaient réels et connus et ce, en n'ayant pas réagi devant les résultats des essais conduits au CEAT de TOULOUSE qui confirmaient les risques de perforations et d'incendies, en ayant toléré que ces essais aient été conduits avec négligence (au moyen de masses ne dépassant pas un kilo projetées sur des réservoirs vides), en ayant accepté une interprétation à minima des résultats de ces essais laquelle tendait à sous estimer la gravité des risques et en ayant, enfin, négligé les avis des autorités anglaises.

Ne pas avoir approfondi la question des risques de projections de débris autre que pneumatiques, notamment métalliques, ni avoir sollicité des investigations complètes sur la crique interne du réservoir consécutive à l'incident de LONDRES du 15 novembre 1985, constituent également des imprudences caractérisées dans le traitement des problèmes relatifs à la voilure du concorde.

Toutes ces fautes s'avèrent avoir été aggravées par le fait que premièrement l'expérience en service démontrait, une fois les remèdes proposés mis en place, que les risques persistaient, que deuxièmement il était connu de tous que la configuration même de l'aéronef Concorde, parce qu'il s'agissait d'un appareil supersonique, rendait cet avion plus vulnérable que tous les autres avions de transport (aile delta, fragilité de la structure de la voilure, finesse extrême de la peau des réservoirs, moteurs montés en doublet et sous les ailes, entourés de réservoirs), et qu'enfin, il ne pouvait pas être ignoré des spécialistes, comme l'était M. PERRIER que l'avion ne répondait plus parfaitement à sa base de certification.

M. PERRIER, tout en niant le caractère potentiellement catastrophique de l'incident de WASHINGTON, a reconnu que, du côté du constructeur, "nous avons tout de suite compris que si l'on ne faisait rien, vu que les hypothèses de certification n'étaient plus remplies, la suspension du certificat de navigabilité aurait pu être possible" (Da 4103).

Ainsi, il apparaît clairement que la position de M. PERRIER sur l'appréciation de la gravité de l'incident de WASHINGTON s'est révélée en retrait par rapport à celle admise tant par le directeur du BEA de l'époque qui a utilisé l'expression de "catastrophe évitée" (Da 3071), que par M. BOURGEOIS, enquêteur au sein de ce service, qui a employé les mêmes termes au cours d'une de ses auditions devant nous (Da 3999), que par le NTSB américain, enfin, qui a mentionné qu'à quatre reprises le Concorde s'était trouvé dans une position potentiellement catastrophique (Da 3283).

M. PERRIER a déclaré ensuite que, chez le constructeur, l'idée d'une suspension du certificat de navigabilité avait été ultérieurement écartée car ils estimaient avoir apporté une réponse à tous les problèmes posés par l'incident de WASHINGTON.

Pourtant, il ressort de l'information qu'il n'avait pas été répondu aux risques de percements de l'intrados qui continuaient à se produire, de perte de poussée et d'incendies, ce que n'ignorait pas M. PERRIER.

D'ailleurs, il avait été admis dans l'arbre des causes établi par M. LENSEIGNE (Da 3848), que ces risques étaient en eux même potentiellement catastrophiques sur les appareils Concorde, ce qui s'avérait donc en contradiction avec la règle établie par le TSS1.1 §3 et 5 selon laquelle "une panne simple aboutissant à des résultats catastrophiques doit être extrêmement improbable" et "il sera envisagé toutes les occurrences prévisibles qui ne sont manifestement pas improbables" (Db 385).

La satisfaction du constructeur, selon les dires de M. PERRIER, n'était pas partagée par tous puisque, dans une note du 26 juillet 1979, le SFACT estimait "qu'il convenait maintenant de déterminer si et quand la satisfaction des objectifs de certification pourra de nouveau être atteinte" (Da 3073). Plus tard, en 1985, après la survenance de 2 incidents sur des Concordes de la flotte anglaise, ce fut le Président Directeur Général de BRITISH AIRWAYS qui s'inquiétait des résultats potentiellement désastreux des éclatements de pneus (Da 3665).

Ultérieurement, suite aux nouveaux incidents des 15 juillet 1993 et 25 octobre 1993, BRITISH AIRWAYS qualifiait les incidents de "majeurs" et requérait des investigations sur la cause des éclatements de pneumatiques et sur la raison de la perforation des réservoirs (Da 3814). Il s'agissait là d'une nouvelle alerte quant à la possible survenance d'un accident grave. Sur ce point, M. PERRIER reconnaissait avoir suivi les événements, affirmant avoir saisi M. HERUBEL du problème, et soutenant que, pour lui, ces événements n'étaient pas potentiellement catastrophiques.

S'agissant de la protection de la voilure, M. PERRIER a indiqué au cours de son interrogatoire de première comparution que la protection externe envisagée par M. LENSEIGNE était irréalisable pour des raisons techniques. La seule solution aurait été un renforcement métallique de la voilure, ce qui aurait entraîné des conséquences économiques et financières : il aurait fallu refaire la certification, refaire la justification de l'avion en fatigue et refaire des essais en vol.

Cependant, les difficultés techniques et financières relatives à l'amélioration de la protection de la voilure ne sauraient être un argument recevable en la matière, dans la mesure où si les conditions de sécurité l'exigeaient, les seules réponses recevables étaient, soit la mise en oeuvre des modifications nécessaires quelque en soient les implications financières, soit le retrait du certificat de navigabilité et l'arrêt ou la suspension des vols.

M. PERRIER a allégué que la destruction de l'intrados par expulsion d'un panneau de 30 cm sur 30 cm comme cela s'est produit le 25 juillet 2000 n'était pas imaginable, même au vu des événements de 1979, 1985 et 1993.

Cependant, cette allégation est en contradiction avec le résultat des investigations menées au cours de l'information.

Il apparaît, en effet, qu'à plusieurs reprises les études et les essais diligentés à la suite d'incidents n'ont pas été suffisamment approfondis (par exemple s'agissant de celui de 1979 de WASHINGTON pour les projections et de LONDRES en 1985 pour la crique), lesquels auraient pu permettre d'envisager possible ce type de rupture.

Les experts ont également mis en évidence que l'une des fautes commises dans le cadre du suivi de navigabilité a consisté, pour les responsables d'AÉROSPATIALE, à analyser les pannes de manière séparée les unes des autres au lieu de considérer leur potentielle concomitance au regard des dommages constatés.

Il ressort à l'issue de l'information que la sous estimation des dangers consécutifs à un certain nombre d'incidents qui se sont répétés et le fait de ne pas avoir traité de manière suffisamment sérieuse les risques incendie et de perte de poussée des réacteurs, tout en ne cherchant pas à améliorer l'intrados, sujet à des perforations aux conséquences particulièrement graves (s'agissant d'écoulement de carburant) n'ont pas permis d'éviter la survenance d'accident plus grave tel que celui du 25 juillet 2000, qui a été causé par la rupture d'un pneumatique et s'est soldé par le déclenchement d'un incendie consécutif aux projections de débris et aux perforations de l'intrados.

M. PERRIER a lui même reconnu "qu'on sait que l'on ne peut pas éliminer tout risque d'éclatement d'un pneumatique", montrant par la même qu'il avait conscience des risques et ce, d'autant qu'il a admis qu'il relève justement de la responsabilité des personnes en charge de toute sécurité, et plus particulièrement de la sécurité en matière aéronautique, de prévenir les sinistres avant qu'ils n'arrivent et non pas se contenter de réagir à des sinistres déjà consommés. M. PERRIER a, au surplus, reconnu qu'il "est de la responsabilité du constructeur, quand un incident s'est produit, d'en envisager toutes les conséquences possibles, y compris la pire des situations que l'avion pourrait rencontrer" (Da 4103).

Concernant le risque incendie, M. POLI, dans sa note du 6 décembre 2000, avait estimé que les analyses avaient été insuffisantes et ont d'ailleurs été refusées dans le cadre d'une remise en service du Concorde, les autorités de certification estimant que "toute fuite de carburant, quelque soit le débit, peut potentiellement prendre feu"(Da 3563).

Au vu de l'ensemble de ces éléments, les infractions d'homicides et de blessures involontaires reprochées à M. PERRIER sont parfaitement caractérisées et justifient son renvoi devant la juridiction correctionnelle.

§2 : La responsabilité de M. HERUBEL

M. HERUBEL a été mis en examen le 18 octobre 2005, des chefs d'homicides involontaires et de blessures involontaires ayant entraîné des incapacités de travail inférieures ou égales à trois mois et supérieures à trois mois (Da 4121).

1975. A compter de cette date et jusqu'au 15 juin 1993, il ne s'est plus directement occupé des questions relatives au Concorde, précisant qu'il suivait les problématiques, "mais pas en détail", n'étant pas impliqué dans le processus décisionnel (Da 4121).

Le 15 juin 1993, il a été nommé, au sein de la société AÉROSPATIALE, ingénieur en chef Concorde en succédant à M. LENSEIGNE (Da 3770). Dans son ordre de nomination, il était indiqué qu'il était chargé de s'assurer de la résolution de l'ensemble des problèmes techniques et industriels (y compris le maintien de navigabilité) liés à l'exploitation des avions et incombant à la division concernant le programme Concorde. Il rendait compte au directeur des programmes Concorde, M. PERRIER (Da 3767).

M. HERUBEL a précisé qu'il était responsable de la coordination technique du programme Concorde : il s'occupait plus particulièrement de la structure (notamment de la structure des ailes), des questions hydrauliques et des questions relatives aux trains d'atterrissage. Il dirigeait l'ensemble des départements dont il avait la responsabilité en répartissant les tâches. Par rapport à M. PERRIER, il a indiqué qu'il traitait au jour le jour le développement des actions lancées et qu'il rendait compte globalement à son supérieur hiérarchique : "M. PERRIER dirigeait dans la mesure où il initiait et contrôlait ce qui se faisait.[...]. Il était le garant de la bonne continuité des opérations de cet avion à tous points de vue, à haut niveau" (Da 4121).

M. HERUBEL a assuré ces fonctions jusqu'au 31 décembre 1995, date à laquelle il a quitté AÉROSPATIALE dans le cadre d'un départ pré-retraite licenciement (Da 3956).

Ainsi, il apparaît qu'il s'est occupé directement des problèmes relatifs au maintien de la navigabilité du Concorde au cours de la période comprise entre 1993 et 1995. Il a eu ainsi à connaître précisément les événements du 15 juillet 1993 et du 25 octobre 1993.

Il convient de rappeler qu'au cours de l'incident du 15 juillet 1993, un appareil Concorde, à l'atterrissage, à LONDRES, était victime d'un éclatement d'un pneu puis d'une importante ingestion de morceaux de pneu par le réacteur n°3. A l'examen de l'avion, il était constaté la présence de 2 trous dans le réservoir de carburant n°8, outre

des impacts sur le fuselage et des dommages sur le circuit électrique de freinage et sur le déflecteur d'eau.

Quelques mois plus tard, le 25 octobre 1993, à LONDRES, un autre appareil, en phase de roulage, était affecté à la faible vitesse de 29 kt d'un éclatement du pneu n°2 consécutif à une panne de la servo valve de la roue n°2, ce qui avait entraîné le blocage de celle-ci. Ont ensuite été observés sur l'avion des dommages sur le déflecteur d'eau et le circuit électrique ainsi qu'une perforation du réservoir n°1 à l'origine d'une fuite importante de carburant (4,5 tonnes).

Ces événements ont été présentés comme sérieux par BRITISH AIRWAYS qui les a qualifiés de "significatifs" et méritant "une action et une réaction rapides". M. HERUBEL a fait état d'un "coup de poing sur la table de BRITISH AIRWAYS". L'intéressé a eu en charge de trouver des solutions. Il a ainsi participé à une réunion en date du 23 novembre 1993, réunissant les compagnies d'aviation et les constructeurs français et anglais. Une nouvelle fois, la compagnie anglaise manifestait ses craintes : "BRITISH AIRWAYS est particulièrement préoccupée par ces incidents et considère ces deux cas comme des incidents majeurs [...] en considération du fait que les réservoirs ont été perforés deux fois dans une période de quatre mois, B.A. est contrariée et inquiète à l'idée de la survenance possible d'un nouveau cas plus critique" (Da 3814). Ce "nouveau cas plus critique" est finalement survenu le 25 juillet 2000, les impacts des morceaux de pneumatiques contre la paroi des réservoirs ayant causé l'expulsion d'un panneau d'intrados de 30 cm sur 30 cm, et l'écoulement de carburant qui s'est enflammé.

Les voies qui ont été explorées après 1993 ont été conduites dans deux directions consistant, d'une part, à traiter la cause des éclatements de pneumatiques par la modification des servo-valves, puisque dans un cas c'était un dysfonctionnement de cet appareil qui était à l'origine de l'incident (blocage de roue et échauffement), et d'autre part à étudier les conséquences des éclatements de pneumatiques sur les déflecteurs puisque BRITISH AIRWAYS avait affirmé que des morceaux de déflecteurs avaient été trouvés, lesdits morceaux ayant pu provoquer les trous dans les réservoirs.

Il ressort des investigations que la question des déflecteurs n'a pas été traitée, au motif qu'elle a été considérée comme secondaire par l'ensemble des intervenants français.

Le traitement de ces incidents a donné lieu à une note signée de M. HERUBEL lui-même, datée du 22 mars 1994, et relative à l'étude des conséquences de l'éclatement des pneus, étude qui fait référence à l'incident de WASHINGTON et aux 4 éclatements de pneus avec perforation des ailes survenus en 1981, en 1985, puis deux fois en 1993.

Cette note concluait que "les événements récents ont montré que les risques de perforation de l'intrados de l'aile avec fuite de carburant sur la piste n'étaient pas suffisamment réduits". Pour autant, M. HERUBEL n'a proposé comme solution que l'amélioration de la fiabilité du système de freinage en agissant sur la servo-valve, afin

de réduire les probabilités d'éclatement d'un pneu", étant cependant observé que cette volonté de limiter les risques d'éclatement des pneumatiques avait déjà conduit à la mise en place de mesures correctives à compter de 1982, sans que ces actions n'aboutissent au résultat escompté puisque les incidents se poursuivaient et continuaient d'engendrer des dommages importants et particulièrement graves sur les réservoirs et les circuits électriques.

Cette note a été considérée comme insuffisante par les experts judiciaires qui ont affirmé que les analyses faites "sont loin de prendre en compte une sécurité aérienne effective" (Db 385).

M. HERUBEL a clairement expliqué au cours de son interrogatoire de première comparution qu'il appartenait au constructeur, et notamment son service, d' "étudier du point de vue sécurité et opérabilité de l'avion des solutions applicables". Or, il paraît surprenant qu'après avoir relevé que les récents incidents montraient que les risques de perforations de l'intrados n'étaient pas suffisamment réduits, aucune solution portant sur la voilure et les réservoirs ne soit proposée en terme d'amélioration de sécurité alors même que cette question avait été évoquée précédemment à la suite des incidents graves de l'année 1979.

D'ailleurs, M. HERUBEL a admis que même si "en 1993, les dégâts étaient moindres qu'en 1979, la situation était gênante pour les passagers et l'équipage, le réservoir s'est vidé sur la piste. C'est la notion de "critique" en terme de navigabilité." (Da 4121).

Cette question d'un renforcement de la structure du réservoir n'a donc pas été traitée, la seule réponse que M. HERUBEL a pu apporter sur ce point était : "on a traité la cause de l'éclatement, le blocage de la roue [...].on a focalisé sur le remède à apporter à ces blocages" (Da 4121).

De nouveau, et en dépit de la persistance des incidents, la gestion des conséquences des éclatements de pneumatiques a été négligée. Avec notamment ces deux incidents de 1993, la démonstration était faite que les pneus, mêmes renforcés, éclataient, et que des dommages importants continuaient à en découler sur l'intrados. Pourtant, les responsables d'AÉROSPATIALE, en particulier M. HERUBEL, se sont contentés d'orienter leurs réflexions sur la cause de l'éclatement, soit le blocage de la roue, sans se reposer de nouveau la question de la protection de la voilure, perforée à deux reprises en peu de temps par des débris secondaires. M. HERUBEL en était parfaitement conscient puisqu'il explique que les investigations ont été limitées au cas qui les préoccupait, car "il n'était pas forcément dans la pratique d'explorer l'ensemble des possibilités" (Da 4121).

Il ressort d'une étude spécifique de BAé sur le risque incendie (annexe 2 Da 3227), et dont M. HERUBEL a eu connaissance puisqu'elle figure en annexe de la note du 22 mars 1994 qu'il a signée, que des éléments inquiétants étaient évoqués quant au déclenchement d'un possible incendie à la suite de perforations du réservoirs telles que

celles produites au cours des incidents de 1993 (Da 3227 annexe 2). Cependant, aucune étude complémentaire sur les points soulevés dans cette note n'a été faite, ni sollicitée par M. HERUBEL.

De même, dans cette étude du BAé, il apparaissait que les perforations de l'intrados pouvaient être dues à des débris secondaires et non à des morceaux de pneumatiques, comme cela avait été imaginé en 1979. Il était ainsi notamment écrit que "les matériaux de ces débris, dont l'un en aluminium, ne peuvent pas produire mécaniquement des étincelles au contact de la surface de l'aile" alors même, ce qu'a admis M. HERUBEL, qu'aucun essais à cette époque n'a été mis en oeuvre pour vérifier ce point.

Enfin, sur la conclusion de cette note du BAé selon laquelle "la perforation des réservoirs de carburant et le carburant répandu de ce fait en présence de sources potentielles d'inflammation créent une situation indésirable", M. HERUBEL a estimé qu'elle ne justifiait pas d'investigations complémentaires (Da 4121).

A l'issue de l'instruction, il ressort à l'encontre de M. HERUBEL les éléments suivants qui sont de nature à caractériser les fautes particulièrement graves qu'il a commises entre 1993 et 1995 et qui ont indirectement causé l'accident du 25 juillet 2000 dès lors qu'elles ont contribué à ce que des solutions techniques de modification de l'avion ne soient ni étudiées, ni instituées, favorisant ainsi le maintien en vol d'un avion présentant des fragilités, facteurs de risques, et qui sont en cause dans le déroulement de l'accident de GONESSE (projections de débris divers après éclatement d'un pneu ; perforations des réservoirs ; inflammation du carburant...).

Ainsi, le fait pour M. HERUBEL d'avoir négligé le risque incendie inhérent aux fuites de carburant, en dépit des incidents précédents, notamment de 1979 et de 1985, et des inquiétudes manifestées par d'autres autorités (BAé) et de s'être abstenu de s'interroger de nouveau sur la question d'un possible renforcement des réservoirs est constitutif de fautes.

Le fait qu'il se soit contenté de traiter les problèmes d'éclatements de pneumatiques au détriment des effets qui en découlaient (projection de débris divers sur la voilure, perforation des réservoirs, inflammation de carburant), alors même que la gestion de ces pannes avait déjà été tentée, immédiatement après 1979, et que les risques relatifs aux conséquences de ces éclatements de pneu s'avéraient particulièrement graves (perte de poussée des réacteurs, incendie) apparaît également fautif.

Enfin, M. HERUBEL est fautif de ne pas avoir sollicité des essais et des études complémentaires sur les perforations des réservoirs, qui se répétaient et qui se révélaient avoir été causées, dans certains cas, par des débris métalliques, ce qui jusqu'alors n'avait pas été imaginé et qui pourtant s'avère être à l'origine des premières étincelles au cours de l'accident de GONESSE.

Or, l'article 121-1 du code pénal aux termes duquel "nul n'est responsable pénalement que de son propre fait" s'applique aux personnes morales. L'action publique ne peut être exercée ni contre une personne morale qui a disparu, ni contre toute autre personne morale qui l'aurait absorbée (Cass. Crim. 14 oct.2003).

En conséquence, la responsabilité d'aucune personne morale ne pouvait être recherchée dans le prolongement des mises en examen de M. PERRIER et de M. HERUBEL.

§3 : La responsabilité de M. FRANTZEN

M. FRANTZEN, qui est né le 12 avril 1937 à PARIS, a exercé, durant toute sa carrière, des fonctions dans le domaine de la sécurité. En effet, après avoir fait des études l'ayant conduit au diplôme d'ingénieur militaire de l'air, M. FRANTZEN a occupé les fonctions suivantes :

- de 1966 à 1970, il a travaillé comme adjoint du responsable Concorde auprès de la S.G.A.C., qui est devenue ensuite la DGAC, au sein du bureau des matériels volants. A ce titre, il a participé à l'élaboration de la réglementation de la certification du Concorde.

- de 1970 à 1974, il a été nommé chef de ce bureau et traitait, outre les problèmes liés au Concorde, ceux concernant tous les avions civils, puis de 1974 à 1984, il était sous directeur technique à la Direction des Transports Aériens. Ainsi, durant toute cette période, M. FRANTZEN a travaillé sur l'ensemble des questions de sécurité relatives au Concorde.

- en 1979, son poste a été transformé en sous-directeur technique du SFACT. Il s'occupait toujours de la sécurité par la certification, mais également de la maintenance et des opérations.

- en 1989, M. FRANTZEN a été nommé chef du SFACT jusqu'en 1994, date à laquelle il a quitté l'aviation civile pour travailler dans le domaine de la sûreté nucléaire. De par cette fonction de responsable du SFACT, il s'occupait, en plus des attributions précédentes, des licences et de la compétence des personnels navigants (Da 3961- Da 4146).

M. FRANTZEN se trouve dans la position d'être tenu pour responsable des fautes commises dans le cadre du maintien de la navigabilité du Concorde, parce qu'il a travaillé à la DGAC, qui est l'organe de l'administration qui a en charge la responsabilité de la sécurité de l'aviation civile, qu'au sein de cette administration, il a, plus particulièrement, eu la responsabilité de tâches directement liées à cette sécurité (à savoir la certification, la navigabilité, la maintenance), qu'il a eu un niveau hiérarchique

d'animation, de coordination et de décision, et qu'il a enfin occupé ces fonctions de 1970 à 1994, c'est à dire durant toute la période au cours de laquelle les incidents les plus graves se sont produits sur le Concorde et à propos desquels il aurait convenu d'apporter des réponses adaptées.

Il ressort des éléments recueillis au cours de l'information que la DGAC (et plus précisément le SFACT) doit d'une part s'assurer avec les constructeurs et les exploitants qu'il existe un système de recueil des accidents ou incidents et de retour d'expérience efficace et, d'autre part, susciter, en cas de nécessité, la mise en oeuvre d'études ou essais pertinents dans les centres spécialisés de la DGAC. Comme l'ont justement rappelé les experts, la DGAC constitue l'élément décisionnaire dans le cadre de la sécurité de transport aérien (Db 385).

M. FRANTZEN a essayé de tempérer cette présentation des responsabilités de la DGAC, en soulignant que le rôle premier en matière de suivi de navigabilité était occupé par les constructeurs. Cependant l'intéressé a convenu que, même si le CEAT (centre d'essai de l'Etat) ne pouvait pas recevoir d'ordre direct de la part du SFACT, à tout le moins l'Etat devait vérifier que les constructeurs remplissaient le rôle qui leur était dévolu en matière de sécurité. M. FRANTZEN a également pu expliquer que "le SFACT peut prescrire aux constructeurs de faire certaines investigations" et exiger que des justifications soient présentées (Da 4146).

Il a également admis que le SFAC pouvait effectuer des contrôles (même s'il ne s'agissait que de contrôles par sondages) et pouvait aussi faire appel à d'autres services pour procéder à des vérifications techniques, comme, par exemple, le STPA (Service Technique de la Production Aéronautique) dépendant du ministère de la défense (Da 4146).

Il est établi que l'Etat procède directement à la validation des modifications éventuelles, en distinguant les modifications mineures (sans impact sur la réglementation) qui sont acceptées par le bureau Véritas au nom de l'Etat, et les modifications majeures, ayant un impact sur la réglementation (Consigne de Navigabilité ou CN), qui sont présentées par le STPA au SFACT, qui signe ensuite une fiche de modification.

Dès lors, eu égard aux fonctions et aux pouvoirs décrits ci-dessus, M. FRANTZEN se trouve responsable de l'ensemble des fautes établies dans le cadre du suivi de navigabilité des appareils Concorde dès lors qu'il apparaît que ces fautes ont contribué au maintien en vol d'un avion auquel il n'avait pas été apporté les modifications techniques susceptibles d'éviter le renouvellement d'incidents plus graves et d'accident mortel comme celui du 25 juillet 2000.

Sont ainsi en premier lieu constitutives de fautes de la part de M. FRANTZEN la sous estimation de la gravité des dommages causés par les différents incidents ayant affecté les appareils Concorde à compter du 15 mars 1979, le manque d'attention face au caractère répété de ces incidents dont il avait parfaitement connaissance et la stratégie

générale ayant consisté à privilégier le traitement des causes des éclatements de pneus aux détriment des graves conséquences qui en découlaient, l'intéressé sachant qu'il était évident qu'il ne serait jamais possible d'écarter totalement ledit phénomène d'éclatement.

Le fait de ne pas avoir imposé au constructeur de remédier aux risques de perforations des réservoirs, en renforçant notamment l'intrados comme cela avait pu être envisagé précédemment, et ce alors que les risques de projections étaient réels et connus, est fautif.

M. FRANTZEN a eu connaissance des résultats des essais conduits par AEROSPATIALE au CEAT de Toulouse entre 1979 et 1981, résultats qui confirmaient les risques de perforations des réservoirs et les a acceptés sans réagir.

Il a également toléré que ces essais aient été conduits avec négligence (utilisation uniquement de masses d'un kilo alors que l'expérience avait montré que des débris de pneus pouvaient être plus lourds ; utilisation de réservoirs vides alors que les incidents s'étaient produits sur des réservoirs remplis de carburant), et n'a pas pris d'initiative pour en solliciter de nouveaux.

Il a accepté l'interprétation à minima des résultats de ces essais, laquelle tendait à sous estimer la gravité des risques qu'il ne pouvait ignorer de par sa compétence d'ingénieur notamment.

M. FRANTZEN n'a pas cherché à approfondir ou à faire approfondir la question des risques de projections d'une autre nature que celles de pneumatiques alors qu'en 1993, il avait été révélé qu'elles pouvaient être métalliques, pas plus qu'il n'a sollicité des investigations complètes sur la crique interne du réservoir consécutive à l'incident de LONDRES du 15 novembre 1985.

Il ressort enfin que l'intéressé a négligé les avis des autorités anglaises dont il a eu une parfaite connaissance, et l'importance des risques de perte de poussée des réacteurs et surtout d'incendie qui découlaient des perforations des réservoirs alors même qu'il ne les ignoraient pas, ayant de sa main dès 1979 établi un schéma intitulé "incident pneus/roues des causes aux risques" sur lequel celui d'incendie était clairement identifié (Da 3073). Cette évaluation du risque incendie était d'ailleurs à la même époque partagée avec le constructeur, puisque M. LENSEIGNE établissait un arbre des causes intitulé "re-estimation des risques" très similaire (Da 3848).

Toutes ces fautes s'avèrent aggravées par le fait que l'expérience en service démontrait que les risques persistaient, en dépit des mesures correctives mises en oeuvre, qu'il était connu de tous, et en particulier de M. FRANTZEN, que la configuration même du Concorde, parce qu'il devait atteindre la vitesse supersonique, le rendait plus vulnérable que tous les autres avions de transport (aile delta, fragilité de la structure de la voilure, finesse extrême de la peau des réservoirs, moteurs montés en doublet et sous les ailes, entourés de réservoirs) et que M. FRANTZEN disposait des

moyens pour que soit évité un accident mortel comme celui du 25 juillet 2000, soit en sollicitant des modifications techniques sur l'appareil pour diminuer les risques, soit en suspendant l'autorisation de vol. Ainsi, les négligences et imprudences commises par M. FRANTZEN ont créé les conditions qui ont rendu possible la survenance de l'accident particulièrement grave du 25 juillet 2000, qui trouve son origine dans l'éclatement d'un pneumatique et qui a abouti au déclenchement d'un incendie consécutif aux projections de débris et aux perforations de l'intrados.

Il y a lieu de rappeler que M. FRANTZEN, au cours des différentes fonctions qu'il a exercées, s'est trouvé en position de responsabilité durant les trois périodes au cours desquelles des incidents importants ont affecté le Concorde, à savoir courant 1979 à 1981, puis de 1985 à 1992 enfin entre 1992 et 1994.

Au cours de la période 1979-1981, plusieurs incidents se sont produits. Le plus grave a été celui de WASHINGTON du 14 juin 1979.

Concernant cet événement, M. FRANTZEN a contesté, d'un point de vue strictement technique, l'emploi des expressions du type "catastrophe frôlée" au motif que ce vocabulaire ne fait pas partie des termes employés en matière aéronautique. Pour autant, il n'a pas nié la gravité des faits ni qu'il en avait été totalement informé.

Il n'a pas, non plus, contesté la paternité des notes du SFACT datées des 26 et 27 juillet 1979, 10 août 1979, notamment (Da 3073 - Da 396 - Da 4146) dans lesquelles il était admis que le Concorde ne satisfaisait plus aux objectifs de la certification.

Il est particulièrement intéressant de noter que dans son schéma intitulé "incidents pneus/roues : des causes aux risques" daté du 15 juillet 1979, M. FRANTZEN avait parfaitement déterminé les risques (les perforations des réservoirs causant un incendie à l'atterrissage mais aussi en vol ; l'arrêt de 2 moteurs ayant une incidence directe sur les performances de l'avion ; les destructions aux circuits hydrauliques à l'origine de la non rentrée du train) et les corrélations entre les pannes. Ce qu'il avait alors envisagé comme conséquences probables correspond à ce qui s'est produit au cours de l'accident de GONESSE du 25 juillet 2000 (Da 3073).

L'inquiétude qu'avait alors manifestée le SFACT s'était aussi traduite par l'envoi par M. FRANTZEN le 3 novembre 1979, d'une lettre au bureau Véritas pour que soient recherchées des mesures complémentaires de sécurité (Da 3082).

De plus, dans un courrier du 1er avril 1980, le SFACT avait dénoncé au constructeur un glissement dans les délais de mise en place du programme de renforcement des pneus et des roues, rappelant qu'était en cause le maintien du certificat de navigabilité (Da 3485). Après que le constructeur ait fait savoir l'existence de problèmes dans la mise en place du programme, M. FRANTZEN avait répondu "je ne peux accepter les conclusions de votre lettre et vous demande de me faire parvenir au plus tôt un programme complet cohérent comprenant des engagements fermes de tous les partenaires intéressés au maintien du certificat de navigabilité de type" (Da 3088).

Au cours de son interrogatoire, il a expliqué qu'il s'agissait là "d'une piqûre de rappel", mais qu'à aucun moment la dégradation de l'état de l'appareil n'avait atteint le niveau qui "nous aurait incité à suspendre les vols" (D 4146).

M. FRANTZEN a, ainsi, fait valoir que pour suspendre le vol d'un avion, il faut que deux conditions soient réunies : premièrement, il est nécessaire que le niveau de certification ne soit plus atteint et deuxièmement qu'il ne soit pas trouvé de réponse appropriée pour parer la déficience de conformité. Or, selon l'intéressé, des réponses transitoires avaient été trouvées (Da 4146).

Cependant, il résulte du dossier que le retour d'expérience a montré par la répétition des incidents graves de même nature que, précisément, aucune réponse efficace n'avait été apportée.

Pour tenter de se justifier de n'avoir traité que les causes des projections de débris sur la voilure aux dépens des conséquences, M. FRANTZEN a indiqué que, dans une chaîne causale, pour rétablir le niveau de navigabilité, il suffit de casser un maillon, sans qu'il soit nécessaire de casser tous les maillons (Da 4146). Cependant, précisément, il résulte du retour d'expérience que le maillon n'avait pas été cassé de manière efficace et définitive puisque les pneus ont continué à éclater, des projections ont continué d'avoir lieu sur les réservoirs et des trous ont continué de se produire entraînant des fuites de carburant.

M. FRANTZEN a affirmé n'avoir pris connaissance de la note de MM. HECKMANN et TOULOUSE écartant l'idée d'une protection de l'intrados (Da 3129) que par l'intermédiaire de ses conseils. Il n'en demeure pas moins que M. CHAMPION a affirmé que cette note avait fait l'objet d'une acceptation implicite de la part des autorités (Da 4132).

S'agissant des essais de la fin de l'année 1979, M. FRANTZEN a allégué qu'il n'en avait pas personnellement obtenu les résultats. Il n'en demeure pas moins qu'il n'a pas contesté que ses services en avaient eu connaissance.

M. FRANTZEN a reconnu avoir été informé d'une série d'incidents survenus à compter de 1985, parmi lesquels se trouvent plus particulièrement ceux des 14 novembre 1985 (feu de liquide hydraulique après éclatements de pneus) et 15 novembre 1985 (éclatement de pneu, projections de débris métalliques, perforations de l'intrados, fuite importante de carburant et crique dans l'intrados) survenus sur des appareils exploités par la compagnie BRITISH AIRWAYS (Da 3114 - Da 3858 - Da 3720).

Il a précisé qu'une analyse de ces événements avait été faite par les services du SFACT. Mais il a convenu qu'il n'était pas en mesure de justifier de la nature et de

l'importance des travaux effectués, ni des mesures prises par la DGAC, admettant l'idée que si des travaux avaient eu lieu, il n'en avait pas forcément été conservé de trace dans la mesure où, en toute hypothèse, aucune modification n'avait été effectuée (Da 4146).

Aussi, il apparaît que n'ont pas été pris en compte trois phénomènes nouveaux: la perforation, d'une part, de l'intrados par un débris métallique n'appartenant pas à la roue, l'apparition, d'autre part, d'une crique interne du revêtement de l'intrados, ce qui n'était pas sans annoncer le processus de rupture qui s'est produit au cours de l'accident de GONESSE et le déclenchement d'un feu dont les conséquences peuvent s'avérer particulièrement graves pour autrui (passagers, employés, quiconque à proximité immédiate de l'appareil).

M. FRANTZEN n'a pas été en mesure de justifier de l'existence d'initiatives de sa part ou du service dont il était le responsable en vue que soient effectuées de nouvelles investigations dans ces domaines.

De nouveaux événements survenaient les 15 juillet 1993 et 25 octobre 1993, des éclatements de pneus causant des dommages aux réacteurs par ingestion de morceaux de pneu et au déflecteur d'eau, ainsi que des perforations de réservoir à l'origine d'une fuite de carburant de 4,5 tonnes dans l'un de ces deux cas.

M. FRANTZEN a reconnu avoir été informé de ces événements. Il a précisé que des investigations avaient été faites et que la chaîne causale avait été brisée puisque le problème des servo-valves de frein, dont le dysfonctionnement avait provoqué l'éclatement d'un pneu, avait été traité. Ceci étant, il convient de faire observer que cette panne d'une servo-valve de frein n'était à l'origine de l'éclatement d'un pneu que le 25 octobre 1993 et que, par ailleurs, cet incident particulier permettait de révéler qu'une perforation de l'intrados était possible au moyen de débris projetés à très faible vitesse (phase de roulage de l'avion), ce qui aurait pu nécessiter des investigations pour déterminer à quel élément pouvait être imputée l'énergie cinétique contenue dans les débris impactant l'intrados, la seule vitesse des roues ne permettant plus de l'expliquer.

Pour autant, une nouvelle fois, les questions du risque incendie, du renforcement de la protection des réservoirs et de la perte de poussée des réacteurs n'ont pas été posées, malgré les alertes non ambiguës lancées par BRITISH AIRWAYS qui qualifiait les incidents de "majeurs" et qui requérait des investigations sur la cause des éclatements de pneus et sur les raisons des perforations des réservoirs (Da 3814).

M. FRANTZEN a admis sur ce point que "pour les trous dans la voilure et les fuites, il n'a pas été retrouvé de trace d'action positive ni chez le constructeur ni chez les autorités", ajoutant que "ces problèmes ont été compris comme étant dans la limite acceptable par rapport aux incidents antérieurs sur Concorde" (Da 4146). S'agissant des courriers d'alertes de la compagnie d'aviation anglaise, il a indiqué pour seule réponse, que "c'est une situation banale de dramatiser une situation comme élément de négociation de "qui paiera quoi au final" (Da 4146).

Au vu de l'ensemble des éléments qui précèdent, les infractions d'homicides et de blessures involontaires reprochées à M. FRANTZEN sont parfaitement caractérisées et justifient son renvoi devant la juridiction correctionnelle.

Il résulte de l'instruction que les fautes commises par MM. PERRIER, HERUBEL et FRANTZEN ont été commises dans un contexte industriel et financier qui était susceptible de les favoriser et qu'il apparaît utile de développer.

§ 4 : Le contexte industriel et financier

L'exploitation de l'aéronef Concorde s'est déroulée dans un contexte industriel et financier difficile au point d'avoir des incidences sur le niveau général de sécurité de l'appareil.

A/ La description du contexte

L'exploitation du Concorde a souffert de difficultés financières majeures inhérentes au fait que, ne pouvant connaître un développement normal, il n'a jamais été rentable et n'a jamais atteint le degré de maturité d'intense utilisation opérationnelle auquel parviennent habituellement les autres appareils de transport public.

En effet, le Concorde, de par sa vocation supersonique, est resté un avion unique dont le développement remontait à trois décennies en arrière au moment de l'accident de GONESSE.

Cet aéronef, depuis sa mise en service en 1976, a été soutenu financièrement par les gouvernements britannique et français tant au niveau du développement en service qu'au niveau de son exploitation.

Ainsi, le gouvernement français a dépensé pour le Concorde, en 1982, au titre de la compensation du déficit d'exploitation d'AIR FRANCE, du support en service des constructeurs et du remboursement des investissements la somme de 390 MF et de 254MF en 1983 (Da3256 - Da 3239). En 1981, toutes les lignes exploitées par AIR FRANCE étaient déficitaires (Da 3435).

Partant de ce fait contre lequel nul ne pouvait efficacement lutter compte tenu de ce que ce déficit d'exploitation tenait à la conception même de l'appareil, sa maintenance apparaît s'être développée dans un environnement de désengagement. Dès

1980, au plus haut niveau de l'Etat, la question de l'arrêt partiel des lignes les plus déficitaires, puis de l'abandon total a été en permanence posée (Da 3435 - Da 3241 - Da 3245 - Da 3244 - Da 3237 - Da 3438 - Da 3238 - Da 3239 - Da 3436 - Da 3423 - Da 3494 et Da 3492 pour l'année 1986).

L'arrêt de l'exploitation aurait, entre autre, permis d'éviter de nouvelles dépenses de formation de nouveaux équipages et de grandes réparations des avions (Da 3437).

B/ Les conséquences du contexte sur la maintenance du Concorde

Ce contexte n'est pas resté sans conséquences sur les moyens mis à disposition pour le maintien de la navigabilité du Concorde, tant sur le plan financier que sur le plan humain.

Plusieurs notes rapportent la preuve de l'existence de relations tendues entre le ministère des finances et le ministère des transports pouvant avoir eu plus particulièrement des incidences sur la maintenance.

Ainsi, par exemple, dans une note en date du 11 février 1983 du directeur général de l'aviation civile, ce dernier appelait l'attention du ministre des transports sur "les manoeuvres de la direction du budget [...] pour aboutir à une situation de fait entraînant à court terme l'arrêt de Concorde". Il précisait que "le procédé consiste, en refusant d'engager les crédits nécessaires à la compagnie nationale pour le renouvellement des pièces de rechange, l'incorporation de modifications nécessaires au maintien de la navigabilité et l'entraînement des équipages, à rendre impossible, pour des raisons techniques, la poursuite de l'exploitation après octobre 1983 [...]. Sans consultation préalable, la Direction du Budget a, en effet, limité à 20 MF le transfert des fonds affectés au support en service de Concorde[...]. Pour ma part, je mettrai tout en oeuvre pour déjouer ces manoeuvres" (Da 3259).

Dans une note du 25 mars 1983, la Direction Générale de l'Aviation Civile observait que "le niveau du stock de pièces de rechange a été réduit au minimum dans un souci d'économies et, au rythme actuel, certaines pièces importantes manqueront fin 1983". "la décision de commander les deux modifications devant être impérativement incorporées sur les avions d'AIR FRANCE au 15 janvier 1984 pour qu'ils puissent conserver leur navigabilité, n'a pas encore été prise". Il était souligné dans cette note que c'était la sécurité qui était en cause puisqu'il était mentionné que, faute d'avoir pu effectuer les modifications, "AIR FRANCE ne pourra utiliser que les avions modifiés, à moins d'obtenir une dérogation provisoire". C'était par la même reconnaître que la pression des restrictions financières conduisait, soit à faire rester au sol des avions, soit à obtenir des dérogations aux dépens du respect de règles posées à des fins de sécurité. Cette note évoquait enfin le retard dans la formation des deux commandants de bord,

au risque pour AIR FRANCE de ne plus pouvoir assurer “l’exploitation du Concorde au rythme actuel” (Da 3256).

Dès le 21 décembre 1978, le ministre du budget, s’adressant par une note au ministre des transports, invitait à des économies, y compris dans le domaine de la sécurité, puisqu’il écrivait : “ les effectifs excédentaires par rapport à ceux qui sont strictement nécessaires à la maintenance et à l’entretien des appareils en exploitation doivent être immédiatement répartis sur les autres activités de la division avions dont le plan de charge se trouve accru du fait des récents succès commerciaux de l’Airbus” (Da 3637). Ainsi, il apparaît que la pression budgétaire s’exerçait aussi sur la sécurité et sur les moyens humains.

La qualité des moyens humains mis à la disposition du maintien de la navigabilité au sein du constructeur français AÉROSPATIALE, mais aussi au SFAC, a été mise en cause tant sur le plan du nombre que de la disponibilité et de la compétence.

La DGAC et la CAA, avant même l’accident de GONESSE, avaient constaté des insuffisances dans la capacité des constructeurs à traiter les événements en service. L’organisation était défailante (procédures inadaptées, méconnues ou non appliquées) et les ressources humaines insuffisantes (Rapport du SFACT du 6 octobre 2000 (Da 3509). En pratique, le Concorde était considéré comme un avion vieillissant et non rentable, alors qu’à cette époque étaient conçus d’autres avions plus modernes ayant vocation à assurer l’avenir de l’entreprise AÉROSPATIALE. Les ingénieurs étaient au fil du temps déportés du Concorde vers les autres réalisations (par exemple, à l’approche des années 2000, A 340- 500 - 600, l’A 3 XX , A 400M). La DGAC-SFACT faisait alors état, s’agissant de la période antérieure à l’accident de GONESSE, d’“errements” en ces termes : “ en cas de remise en service du Concorde (après le 25 juillet 2000), les constructeurs pourraient être tentés de revenir aux errements antérieurs, c’est à dire de ne pas consacrer des moyens suffisants au suivi de navigabilité, la faible importance de la flotte Concorde ne permettant pas de le justifier d’un point de vue comptable et économique” (Da 3509).

Cette constatation de la part du SFACT a également été faite par les enquêteurs du BEA qui, en raison notamment de la complexité du Concorde, de son ancienneté et du faible nombre d’heures de vol, a estimé que le suivi de navigabilité avait été “moins réactif que sur des avions d’autres types” (De 26). Le constructeur a d’ailleurs été tenté de faire supprimer cette mention du rapport définitif du BEA sans pour autant apporter la moindre justification (Da 3812).

A plusieurs reprises, il a été souligné que les ingénieurs de marque Concorde étaient renouvelés de manière trop rapide. Ainsi, il est relevé dans la rapport du SFACT du 6 octobre 2000 que “depuis un certain temps, le suivi de navigabilité du programme

Les intéressés ne sont pas les auteurs directs en ce sens que les fautes commises ont été constitutives d'une cause de l'accident (perte du wear strip) laquelle n'a pas créé directement le dommage. En revanche, cette cause a contribué à créer la situation qui a permis la réalisation du dommage. MM. TAYLOR et FORD ont donc la qualité d'auteurs indirects.

En application de l'article 121-3 du code pénal, les auteurs indirects ne sont responsables que s'ils ont violé une obligation particulière de prudence ou de sécurité prévue par la loi ou le règlement (ce qui n'est pas le cas en l'espèce) ou s'ils ont commis une faute caractérisée et qui expose autrui à un risque d'une particulière gravité qu'ils ne pouvaient ignorer. La faute caractérisée est "une défaillance inadmissible dans une situation qui mérite une attention soutenue, en raison des dangers ou des risques qu'elle génère"(Y. MAZAUD, retour sur la culpabilité non intentionnelle en droit pénal - D 2000, chron.).

En l'espèce, les fautes des deux employés M.TAYLOR et M. FORD répondent à ces conditions. En effet, la défaillance a été inadmissible puisque M. TAYLOR a violé à plusieurs reprises les règles relatives à la confection et à la pose de la bande d'usure, tandis que M. FORD a signé l'approbation pour la remise en service relative à la réparation même de la bande d'usure sans effectuer la moindre vérification, ainsi que l'approbation pour la remise en service de l'avion. Par nature, la situation méritait une attention soutenue, en raison des dangers ou des risques qu'elle générerait pour deux raisons.

D'une part, d'une manière générale, en matière aéronautique, tout ce qui relève de la maintenance et de l'entretien exige, par nature, un soin devant se rapprocher de l'excellence eu égard aux dangers permanents encourus. La preuve en est que la moindre opération d'entretien ou de réparation fait l'objet de prescriptions qui concernent chaque geste de l'opérateur, qu'il s'agisse de la procédure à suivre, des matériaux ou des outils à utiliser. Par nature, toute faute peut exposer autrui à un risque d'une particulière gravité. De par ses fonctions, parce qu'il travaille dans l'aéronautique et parce qu'il a obtenu plusieurs qualifications, tout technicien sait, et a conscience que toute défaillance peut de manière indirecte provoquer un risque d'une particulière gravité.

D'autre part, en l'espèce, les deux employés de CONTINENTAL AIRLINES ne pouvaient pas ignorer qu'ils exposaient autrui à un risque d'une particulière gravité, comme la chaîne des conséquences possibles d'une fabrication et d'une fixation défectueuses de la pièce le démontre.

En effet, le premier risque encouru concerne la perte de la pièce. Il s'agit d'un risque qui peut être qualifié d'évident. Le deuxième risque consiste en la perte de la pièce sur une piste d'envol ou d'atterrissage. Ce risque apparaît également évident puisque c'est précisément au décollage ou à l'atterrissage que les chocs et les vibrations sont les plus importants.

Le risque que cette pièce provoque l'éclatement d'un pneu ou la destruction d'une roue est parfaitement envisageable puisqu'il est admis en aéronautique que la présence de débris divers sur les pistes fait partie du domaine d'une grande probabilité, la preuve en est que les pistes doivent être régulièrement nettoyées.

Enfin, s'agissant du risque lié à l'éclatement d'un pneu, il n'est pas exigé par les textes ni par la jurisprudence, pour que l'infraction soit constituée, que les employés aient pu imaginer l'accident du Concorde tel qu'il s'est déroulé. Il est seulement nécessaire d'établir qu'ils aient pu prévoir l'existence d'un risque d'une particulière gravité. Or, tout éclatement d'un ou plusieurs pneumatiques, en matière aéronautique, expose à un risque d'accident avec des dommages humains qui peuvent être catastrophiques.

Ainsi, il résulte de la procédure que MM.TAYLOR et FORD ont commis des fautes correspondant aux critères posés par l'article 121-3 du code pénal.

- La responsabilité de la personne morale la Compagnie CONTINENTAL AIRLINES

En application de l'article 121-2 du code pénal, les personnes morales sont responsables pénalement des infractions commises pour leur compte par leurs organes ou représentants.

La notion de représentant n'est pas réduite à celle de représentant légal, sauf à vider la notion de tout contenu spécifique puisqu'elle se confondrait alors avec celle d'organe. La qualité de représentant est reconnue à toute personne ayant reçu la mission de représenter la personne morale en certaines circonstances ainsi qu'à toute personne ayant reçu une délégation de pouvoir. La délégation de pouvoir est l'acte par lequel le dirigeant de l'entreprise confie à un salarié le soin de veiller au respect des prescriptions légales dans un domaine particulier de l'activité de l'entreprise. Cette délégation peut être formalisée par un écrit ou résulter des attributions qui sont confiées, par écrit ou verbalement, par l'entreprise au salarié.

En l'espèce, il résulte de l'ensemble des déclarations des salariés et des représentants de la compagnie CONTINENTAL AIRLINES que M. FORD avait la responsabilité de la signature de l'approbation de remise en service de l'avion, ce qui doit s'analyser comme une délégation de pouvoir puisque le signataire de cette APRS se porte lui même garant de ce que l'avion peut à nouveau voler. Dès lors, la personne morale est responsables des fautes commises par M. FORD.

La personne morale compagnie CONTINENTAL AIRLINES est en outre responsable des négligences simples dont s'est rendu coupable M. BURTT qui représentait la société en sa qualité de vice-président des services techniques. En effet,

les expert ont noté l'existence de défaillances dans l'entretien des avions DC-10 de cette compagnie (mauvais état général de la nacelle, inexistence d'un gabarit de vérification de la géométrie des demi nacelles, non émission d'un "service bulletin" faisant état de la fréquence inhabituelle des perte de bandes d'usure), outre la suppression de l'indicateur de vibrations (même si cette suppression était autorisée par la société MAC DOUGLAS). Par ailleurs, le niveau de maintenance en ligne n'était pas à la hauteur de ce que l'on est en droit d'attendre d'une grande société comme la compagnie CONTINENTAL AIRLINES.

- Les responsabilités relatives aux défaillances constatées dans le suivi de la navigabilité de l'appareil Concorde

Les investigations ont conduit à relever des fautes caractérisées à l'encontre des nommés M. PERRIER, M. HERUBEL et M. FRANTZEN. Comme pour M. TAYLOR et M. FORD, il y a lieu de retenir que les intéressés ne sont pas les auteurs directs des dommages consécutifs à l'accident qui s'est produit à GONESSE le 25 juillet 2000. En revanche, les fautes commises par eux ont contribué à créer la situation qui a permis la réalisation de ces dommages.

Les fautes dans le suivi de navigabilité consistant à sous estimer la gravité des dommages causés par les incidents antérieurs, à privilégier le traitement des causes des éclatements de pneus aux dépens des conséquences des projections, à abandonner l'idée de protéger l'intrados contre les risques de projections et à négliger le risque incendie et le risque de perte de poussée constituent des défaillances inadmissibles dans une situation qui méritait une attention soutenue, en raison des dangers et des risques qu'elle générait. Par ailleurs, la survenance par le passé d'événements particulièrement graves et le renouvellement non interrompu d'incidents, qui, sans être aussi graves, étaient du même ordre, conduisent à estimer que la situation méritait une attention soutenue et que les risques générés étaient d'une particulière gravité. L'accident survenu à GONESSE le 25 juillet 2000 apparaît se rattacher de façon certaine, même indirectement, avec les fautes reprochées aux prévenus dès lors que celles-ci ont favorisé le maintien en vol d'un aéronef présentant des risques devenus excessivement graves (projections de débris divers consécutifs à l'éclatement de pneumatiques ; perforations de l'intrados donc des réservoirs ; inflammation du carburant donc incendie...), en cause dans la réalisation de cet accident mortel et connus des mis en examen.

Ainsi, il résulte de la procédure que M. PERRIER, M. HERUBEL et M. FRANTZEN ont commis des fautes correspondant aux critères posés par l'article 121-3 du code pénal.

* *

*

RENSEIGNEMENTS

Les bulletins numéro un du casier judiciaire de John TAYLOR, Stanley FORD, Henri PERRIER, Jacques HERUBEL et Claude FRANTZEN ne portent mention d'aucune condamnation.

RENOI DEVANT LE TRIBUNAL CORRECTIONNEL

1) Attendu qu'il résulte charges suffisantes contre John TAYLOR

D'avoir, à GONESSE, le 25 juillet 2000, et en tout cas dans le ressort du tribunal de grande instance de Pontoise et depuis temps non couvert par la prescription, par maladresse, imprudence, inattention, négligence ou manquement à une obligation de sécurité ou de prudence imposée par la loi ou le règlement,

En l'espèce, en ayant, notamment, en qualité de chaudronnier employé par la compagnie CONTINENTAL AIRLINES, confectionné puis installé, le 9 juillet 2000 à HOUSTON, sur un appareil DC10, une bande d'usure sans respecter les prescriptions et pratiques en vigueur dans le domaine de l'aéronautique et plus particulièrement celles fixées par le constructeur GENERAL ELECTRIC, et celles figurant dans les manuels de maintenance de la compagnie exploitante, cette faute se trouvant à l'origine de la chute de ladite pièce de l'appareil, le 25 juillet 2000, sur la piste 26 R de l'aéroport de ROISSY CDG, le passage consécutif de l'aéronef Concorde sur cette lamelle en titane ayant ensuite provoqué la rupture d'un pneumatique, et causé la perte de l'avion.

Involontairement causé la mort de 113 personnes :

APPENRODT Heidrum ; APPENRODT Joachim ; BEHRENS Christopher ; BERNDT Sabine ; BRUN Waltraud ; CHARTRON Fritz ; CHARTRON Marion ; CHEVALIER Patrick ; CHUNDUNGSING Devrancee ; EICH Andrea ; EICH Christian ; EICH Katharina ; EICH Maximillian ; EJLERSGAARD Ellen ; EJLERSGAARD Poul ; ENGELHARDT Marlis ; EYQUEM-FOURNEL Florence ; FASSNACHT Rudolf ; FASSNACHT Sigrid ; FRENTZEN Klaus ; FRENTZEN Margaret ; FRICKE Thomas ; FÜHR Carl Hermann ; FÜHR Marianne ; GARCIA Hervé ; GARDELS Anne-Marie ; GÖTZ Christian ; GRÄFE Ruth ; GUGGENBERGER Edith ; GULDNER Walter ; HEUER Werner ; HÖFT Elfriede ; HÖFT Kurt ; HOSTMANN Georg ; HOSTMANN Inge ; JARDINAUD Gilles ; KABOTH Peter ; KAHLE Kurt ; KAHLE Marion ; KAHLE Michaël ; KAPPUS Paul ; KAPPUS-HOEN Anne Lore ; KIRSTEN Gerd ; KIRSTEN Sonja ; KOLTERMANN Karin ; KRUSE Brigitte ; KUBBE Gunter ; KUBBE Ruth ; KURTH Bruno ; KURTH Karin ; LARIVIERE Bernd ; LARIVIERE Erika ; LE GOUADEC Huguette ; LIPINSKA Ewa ; MADRY Doris ; MADRY Rolf ; MARCOT Jean ; MARTY Christian ; MARX Barbara ; MARX Martin ; MENZEL Christa ; MEYER Helmut ; MÜLLER Erich ; MÜLLER Gerhard ; MÜLLER Katharina ; MÜLLER-BAUMGART Gisela ; NOWAK Christian ; NUSSER STECK Ingrid ; PORCHERON Anne ; PRAUSE Carola ; RACHID Kenza ; RUCH Harald ; RUCH Sylvia ; SAVELSBERG Albrecht ; SAVELSBERG Hildegard ; SCHMIDT Fritz ; SCHMITZ Manfred ; SCHMITZ Roswitha ; SCHNEIDER Elke ; SCHNEIDER Jan ; SCHNITTER Helga ; SCHNITTER Wolfgang ; SCHRANNER Andréas ; SCHRANNER Maria ; SCHWALD Hans Peter ; SCHWALD Monika ; SCHWARZ Gunter ; SCHWARZ Renate ; SEEBER Eva Renate ; SEEBER Karl Heinz ; STECK Rolf ; STOLZENBERGER Helga ; STOLZENBERGER Karl Peter ; STROTHMANN Brunhilde ; STROTHMANN Wilfried ; STUHN Angela ; SYPKO Pauline ; TELLMANN Margarete ; TELLMANN Werner ; TORNAU Charlotte Christine ; TORNAU Fred ; TREBUTH Ilse ; TUCHEL Wolf-Dietrich ; VÖGT-GÖTZ Irène ; WEBER Dieter ; WEBER Gisela ; WEHRHANN Heinrich ; WERLE Hans ; WERLE Marianne ; WERTH Friedrich ; WERTH Helga ; WILDE Gerhard ; WILDE Ingrid ;

Involontairement causé une incapacité totale de travail supérieure à trois mois sur les personnes suivantes :

- Sabrina MANOU
- Michelle BENHAMOU épouse FRICHETEAU

Involontairement causé une incapacité totale de travail inférieure ou égale à trois mois sur les personnes suivantes :

- Franck TILLAY
- Alice BROOKING

(contraventions connexes aux délits susvisés)

Faits prévus et réprimés par les articles 221-6-al.1, 221-8, 221-10, 222-19-al.1, 222-44, 222-46, 121-3, 131-27, 131-28, 131-35, R625-2, R625-4 du code pénal.

2) Attendu qu'il résulte charges suffisantes contre Stanley FORD

- D'avoir, à GONESSE, le 25 juillet 2000, et en tout cas dans le ressort du tribunal de grande instance de Pontoise et depuis temps non couvert par la prescription, par maladresse, imprudence, inattention, négligence ou manquement à une obligation de sécurité ou de prudence imposée par la loi ou règlement,

En l'espèce, en ayant, notamment, en qualité de chef d'équipe employé par la compagnie CONTINENTAL AIRLINES, signé, le 9 juillet 2000 à HOUSTON, une approbation pour remise en service d'un appareil DC10 après un changement d'une bande d'usure qu'il a validé avec imprudence sans s'être assuré que la fabrication de ladite pièce et sa pose avaient été faites dans le respect des prescriptions et pratiques en vigueur dans le domaine de l'aéronautique et plus particulièrement celles fixées par le constructeur GENERAL ELECTRIC et celles figurant dans les manuels de maintenance de la compagnie exploitante, cette faute ayant contribué à la chute de ladite pièce de l'appareil, le 25 juillet 2000, sur la piste 26 R de l'aéroport de ROISSY CDG, le passage consécutif de l'aéronef Concorde sur cette lamelle en titane ayant ensuite provoqué la rupture d'un pneumatique, et causé la perte de l'avion.

Involontairement causé la mort de 113 personnes :

APPENRODT Heidrum ; APPENRODT Joachim ; BEHRENS Christopher ; BERNDT Sabine; BRUN Waltraud ;CHARTRON Fritz ; CHARTRON Marion ; CHEVALIER Patrick ; CHUNDUNSING Devranee ; EICH Andrea ; EICH Christian ; EICH Katharina ; EICH Maximilian ; EJLERSGAARD Ellen ; EJLERSGAARD Poul ; ENGELHARDT Marlis ; EYQUEM-FOURNEL Florence ; FASSNACHT Rudolf ; FASSNACHT Sigrid ; FRENTZEN Klaus ; FRENTZEN Margaret ; FRICKE Thomas ; FÜHR Carl Hermann ; FÜHR Marianne; GARCIA Hervé ; GARDELS Anne-Marie ; GÖTZ Christian ; GRÄFE Ruth; GUGGENBERGER Edith ; GULDNER Walter ; HEUER Werner ; HÖFT Elfriede ; HÖFT Kurt; HOSTMANN Georg ; HOSTMANN Inge ; JARDINAUD Gilles ; KABOTH Peter ; KAHLE Kurt ; KAHLE Marion ; KAHLE Michaël ; KAPPUS Paul ; KAPPUS-HOEN Anne Lore ; KIRSTEN Gerd ; KIRSTEN Sonja ; KOLTERMANN Karin ; KRUSE Brigitte ; KUBBE Gunter ; KUBBE Ruth ; KURTH Bruno ; KURTH Karin ; LARIVIERE Bernd ; LARIVIERE Erika ; LE GOUADEC Huguette ; LIPINSKA Ewa ; MADRY Doris ; MADRY Rolf ; MARCOT Jean; MARTY Christian ; MARX Barbara ; MARX Martin ; MENZEL Christa ; MEYER Helmut ; MÜLLER Erich ; MÜLLER Gerhardt ; MÜLLER Katharina ; MÜLLER-BAUMGART Gisela; NOWAK Christian ; NUSSER STECK Ingrid ;

PORCHERON Anne ; PRAUSE Carola ; RACHID Kenza ; RUCH Harald ; RUCH Sylvia ; SAVELSBERG Albrecht ; SAVELSBERG Hildegard ; SCHMIDT Fritz ; SCHMITZ Manfred ; SCHMITZ Roswitha ; SCHNEIDER Elke ; SCHNEIDER Jan ; SCHNITTER Helga ; SCHNITTER Wolfgang ; SCHRANNER Andréas ; SCHRANNER Maria ; SCHWALD Hans Peter ; SCHWALD Monika ; SCHWARZ Gunter ; SCHWARZ Renate ; SEEBER Eva Renate ; SEEBER Karl Heinz ; STECK Rolf ; STOLZENBERGER Helga ; STOLZENBERGER Karl Peter ; STROTHMANN Brunhilde ; STROTHMANN Wilfried ; STUHN Angela ; SYPKO Pauline ; TELLMANN Margarete ; TELLMANN Werner ; TORNAU Charlotte Christine ; TORNAU Fred ; TREBUTH Ilse ; TUCHEL Wolf-Dietrich ; VÖGT-GÖTZ Irène ; WEBER Dieter ; WEBER Gisela ; WEHRHANN Heinrich ; WERLE Hans ; WERLE Marianne ; WERTH Friedrich ; WERTH Helga ; WILDE Gerhard ; WILDE Ingrid ;

Involontairement causé une incapacité totale de travail supérieure à trois mois sur les personnes suivantes :

- Sabrina MANOU
- Michelle BENHAMOU épouse FRICHETEAU

Involontairement causé une incapacité totale de travail inférieure ou égale à trois mois sur les personnes suivantes :

- Franck TILLAY
- Alice BROOKING

(contraventions connexes aux délits susvisés)

Faits prévus et réprimés par les articles 221-6-al.1, 221-8, 221-10, 222-19-al.1, 222-44, 222-46, 121-3, 131-27, 131-28, 131-35, R625-2, R625-4 du code pénal.

3) Attendu qu'il résulte charges suffisantes contre la société CONTINENTAL AIRLINES

- D'avoir, à GONESSE, le 25 juillet 2000, et en tout cas dans le ressort du tribunal de grande instance de Pontoise et depuis temps non couvert par la prescription, par maladresse, imprudence, inattention, négligence ou manquement à une obligation de sécurité ou de prudence imposée par la loi ou le règlement,

En l'espèce, notamment,

- du fait de la faute caractérisée commise par M. FORD, qui, en sa qualité de chef d'équipe employé par la compagnie CONTINENTAL AIRLINES, a signé à

HOUSTON, le 9 juillet 2000, une approbation pour remise en service d'un appareil DC 10 après un changement d'une bande d'usure qu'il a validé avec imprudence sans s'être assuré que la fabrication de la dite pièce et sa pose avaient été faites dans le respect des prescriptions et pratiques en vigueur dans le domaine de l'aéronautique et plus particulièrement celles fixées par le constructeur GENERAL ELECTRIC et celles figurant dans les manuels de maintenance de l'exploitant, cette faute ayant contribué à la chute de ladite pièce de l'appareil, le 25 juillet 2000, sur la piste 26 R de l'aéroport de ROISSY CDG, le passage consécutif de l'aéronef Concorde sur cette lamelle en titane ayant provoqué ensuite la rupture d'un pneumatique, et causé la perte de l'avion.

- du fait des négligences simples commises par M. BURTT, en sa qualité de vice-président des services techniques, dans le cadre des opérations d'entretien et de maintenance des avions DC-10 (notamment mauvais état général de la nacelle, problèmes de réglages, inexistence d'un gabarit de vérification de la géométrie des demi nacelles, non émission d'un "service bulletin" faisant état de la fréquence inhabituelle des perte de bandes d'usure, suppression de l'indicateur de vibrations), négligences qui ont favorisé la perte d'une bande d'usure d'un appareil DC10, le 25 juillet 2000, sur la piste 26 R de l'aéroport de ROISSY CDG, le passage consécutif de l'aéronef Concorde sur cette lamelle en titane ayant ensuite provoqué la rupture d'un pneumatique, et causé la perte de l'avion.

Involontairement causé la mort de 113 personnes :

APPENRODT Heidrum ; APPENRODT Joachim ; BEHRENS Christopher ; BERNDT Sabine ; BRUN Waltraud ; CHARTRON Fritz ; CHARTRON Marion ; CHEVALIER Patrick ; CHUNDUNSING Devranee ; EICH Andrea ; EICH Christian ; EICH Katharina ; EICH Maximillian ; EJLERSGAARD Ellen ; EJLERSGAARD Poul ; ENGELHARDT Marlis ; EYQUEM-FOURNEL Florence ; FASSNACHT Rudolf ; FASSNACHT Sigrid ; FRENTZEN Klaus ; FRENTZEN Margaret ; FRICKE Thomas ; FÜHR Carl Hermann ; FÜHR Marianne ; GARCIA Hervé ; GARDELS Anne-Marie ; GÖTZ Christian ; GRÄFE Ruth ; GUGGENBERGER Edith ; GULDNER Walter ; HEUER Werner ; HÖFT Elfriede ; HÖFT Kurt ; HOSTMANN Georg ; HOSTMANN Inge ; JARDINAUD Gilles ; KABOTH Peter ; KAHLE Kurt ; KAHLE Marion ; KAHLE Michaël ; KAPPUS Paul ; KAPPUS-HOEN Anne Lore ; KIRSTEN Gerd ; KIRSTEN Sonja ; KOLTERMANN Karin ; KRUSE Brigitte ; KUBBE Gunter ; KUBBE Ruth ; KURTH Bruno ; KURTH Karin ; LARIVIERE Bernd ; LARIVIERE Erika ; LE GOUADEC Huguette ; LIPINSKA Ewa ; MADRY Doris ; MADRY Rolf ; MARCOT Jean ; MARTY Christian ; MARX Barbara ; MARX Martin ; MENZEL Christa ; MEYER Helmut ; MÜLLER Erich ; MÜLLER Gerhardt ; MÜLLER Katharina ; MÜLLER-BAUMGART Gisela ; NOWAK Christian ; NUSSER STECK Ingrid ; PORCHERON Anne ; PRAUSE Carola ; RACHID Kenza ; RUCH Harald ; RUCH Sylvia ; SAVELSBERG Albrecht ; SAVELSBERG Hildegard ; SCHMIDT Fritz ; SCHMITZ Manfred ; SCHMITZ Roswitha ; SCHNEIDER Elke ; SCHNEIDER Jan ; SCHNITTER Helga ; SCHNITTER Wolfgang ; SCHRANNER Andréas ; SCHRANNER Maria ; SCHWALD Hans Peter ; SCHWALD Monika ; SCHWARZ Gunter ; SCHWARZ Renate ; SEEBER Eva Renate ; SEEBER Karl Heinz ; STECK

Rolf ; STOLZENBERGER Helga ; STOLZENBERGER Karl Peter ; STROTHMANN Brunhilde ; STROTHMANN Wilfried ; STUHN Angela ; SYPKO Pauline ; TELLMANN Margarete ; TELLMANN Werner ; TORNAU Charlotte Christine ; TORNAU Fred ; TREBUTH Ilse ; TUCHEL Wolf-Dietrich ; VÖGT-GÖTZ Irène ; WEBER Dieter ; WEBER Gisela ; WEHRHANN Heinrich ; WERLE Hans ; WERLE Marianne ; WERTH Friedrich ; WERTH Helga ; WILDE Gerhard ; WILDE Ingrid

Involontairement causé une incapacité totale de travail supérieure à trois mois sur les personnes suivantes :

- Sabrina MANOU
- Michelle BENHAMOU épouse FRICHETEAU

Involontairement causé une incapacité totale de travail inférieure ou égale à trois mois sur les personnes suivantes :

- Franck TILLAY
- Alice BROOKING

(contraventions connexes aux délits susvisés)

Faits prévus et réprimés par les articles 221-6-al.1, 221-7, 222-19-al.1, 222-21, 121-2, 121-3, 131-37, 131-38, 131-39, 131-39-1, 131-40 et suivants, 131-45 et suivants, R625-2, R625-4, R625-5 du code pénal.

4) Attendu qu'il résulte charges suffisantes contre Henri PERRIER

- D'avoir, à GONESSE, le 25 juillet 2000, et en tout cas sur le territoire national et depuis temps non couvert par la prescription, par maladresse, imprudence, inattention, négligence ou manquement à une obligation de sécurité ou de prudence imposée par la loi ou le règlement,

En l'espèce, en ayant, notamment, en qualité de directeur des essais en vol et de directeur des programmes Concorde au sein de la société AEROSPATIALE, commis, entre le mois de mars 1979 et le 30 juin 1994, des fautes dans le suivi de la navigabilité du Concorde en ayant sous estimé la gravité des dommages causés par les différents incidents ayant affecté les appareils Concorde à compter du 15 mars 1979, en n'ayant pas été suffisamment attentif au caractère répété de ces incidents, en ayant privilégié le traitement des causes des éclatements de pneus aux dépens des conséquences sur le fonctionnement de l'avion, en ayant imprudemment abandonné l'idée de protéger l'intrados contre les risques de projections et en ayant négligé le risque incendie et le risque de perte de poussée des réacteurs, créant ainsi les conditions ayant rendu possible la survenance de l'accident catastrophique du 25 juillet 2000.

Involontairement causé la mort de 113 personnes :

APPENRODT Heidrum ; APPENRODT Joachim ; BEHRENS Christopher ; BERNDT Sabine ; BRUN Waltraud ; CHARTRON Fritz ; CHARTRON Marion ; CHEVALIER Patrick ; CHUNDUNSING Devrancee ; EICH Andrea ; EICH Christian ; EICH Katharina ; EICH Maximillian ; EJLERSGAARD Ellen ; EJLERSGAARD Poul ; ENGELHARDT Marlis ; EYQUEM-FOURNEL Florence ; FASSNACHT Rudolf ; FASSNACHT Sigrid ; FRENTZEN Klaus ; FRENTZEN Margaret ; FRICKE Thomas ; FÜHR Carl Hermann ; FÜHR Marianne ; GARCIA Hervé ; GARDELS Anne-Marie ; GÖTZ Christian ; GRÄFE Ruth ; GUGGENBERGER Edith ; GULDNER Walter ; HEUER Werner ; HÖFT Elfriede ; HÖFT Kurt ; HOSTMANN Georg ; HOSTMANN Inge ; JARDINAUD Gilles ; KABOTH Peter ; KAHLE Kurt ; KAHLE Marion ; KAHLE Michaël ; KAPPUS Paul ; KAPPUS-HOEN Anne Lore ; KIRSTEN Gerd ; KIRSTEN Sonja ; KOLTERMANN Karin ; KRUSE Brigitte ; KUBBE Gunter ; KUBBE Ruth ; KURTH Bruno ; KURTH Karin ; LARIVIERE Bernd ; LARIVIERE Erika ; LE GOUADEC Huguette ; LIPINSKA Ewa ; MADRY Doris ; MADRY Rolf ; MARCOT Jean ; MARTY Christian ; MARX Barbara ; MARX Martin ; MENZEL Christa ; MEYER Helmut ; MÜLLER Erich ; MÜLLER Gerhardt ; MÜLLER Katharina ; MÜLLER-BAUMGART Gisela ; NOWAK Christian ; NUSSER STECK Ingrid ; PORCHERON Anne ; PRAUSE Carola ; RACHID Kenza ; RUCH Harald ; RUCH Sylvia ; SAVELSBERG Albrecht ; SAVELSBERG Hildegard ; SCHMIDT Fritz ; SCHMITZ Manfred ; SCHMITZ Roswitha ; SCHNEIDER Elke ; SCHNEIDER Jan ; SCHNITTER Helga ; SCHNITTER Wolfgang ; SCHRANNER Andréas ; SCHRANNER Maria ; SCHWALD Hans Peter ; SCHWALD Monika ; SCHWARZ Gunter ; SCHWARZ Renate ; SEEBER Eva Renate ; SEEBER Karl Heinz ; STECK Rolf ; STOLZENBERGER Helga ; STOLZENBERGER Karl Peter ; STROTHMANN Brunhilde ; STROTHMANN Wilfried ; STUHN Angela ; SYPKO Pauline ; TELLMANN Margarete ; TELLMANN Werner ; TORNAU Charlotte Christine ; TORNAU Fred ; TREBUTH Ilse ; TUCHEL Wolf-Dietrich ; VÖGT-GÖTZ Irène ; WEBER Dieter ; WEBER Gisela ; WEHRHANN Heinrich ; WERLE Hans ; WERLE Marianne ; WERTH Friedrich ; WERTH Helga ; WILDE Gerhard ; WILDE Ingrid

Involontairement causé une incapacité totale de travail supérieure à trois mois sur les personnes suivantes :

- Sabrina MANOU
- Michelle BENHAMOU épouse FRICHETEAU

Involontairement causé une incapacité totale de travail inférieure ou égale à trois mois sur les personnes suivantes :

- Franck TILLAY
- Alice BROOKING

(contraventions connexes aux délits susvisés)

Faits prévus et réprimés par les articles 221-6-al.1, 221-8, 221-10, 222-19-al.1, 222-44, 222-46, 121-3, 131-27, 131-28, 131-35, R625-2, R625-4 du code pénal.

5) Attendu qu'il résulte charges suffisantes contre Jacques HERUBEL

- D'avoir, à GONESSE, le 25 juillet 2000, et en tout cas sur le territoire national et depuis temps non couvert par la prescription, par maladresse, imprudence, inattention, négligence ou manquement à une obligation de sécurité ou de prudence imposée par la loi ou le règlement,

En l'espèce, en ayant, notamment, en qualité d'ingénieur en chef Concorde, responsable de la coordination technique du programme de cet aéronef, au sein de la société AEROSPATIALE, commis, entre le mois de juin 1993 et le 31 décembre 1995, des fautes dans le suivi de la navigabilité du Concorde ayant sous estimé la gravité des dommages causés par les différents incidents ayant affecté les appareils Concorde au cours de l'année 1993 et ceux précédents, en n'ayant pas été suffisamment attentif au caractère répété de ces incidents, en ayant continué de privilégier le traitement des causes des éclatements de pneus aux dépens des conséquences, en ayant imprudemment négligé de rechercher des solutions techniques de protection ou renforcement de l'intrados contre les risques de projections et en ayant négligé le risque incendie et le risque de perte de poussée des réacteurs, créant ainsi les conditions ayant rendu possible la survenance de l'accident catastrophique du 25 juillet 2000.

Involontairement causé la mort de 113 personnes :

APPENRODT Heidrum ; APPENRODT Joachim ; BEHRENS Christopher ; BERNDT Sabine ; BRUN Waltraud ; CHARTRON Fritz ; CHARTRON Marion ; CHEVALIER Patrick ; CHUNDUNSING Devranee ; EICH Andrea ; EICH Christian ; EICH Katharina ; EICH Maximilian ; EJLERSGAARD Ellen ; EJLERSGAARD Poul ; ENGELHARDT Marlis ; EYQUEM-FOURNEL Florence ; FASSNACHT Rudolf ; FASSNACHT Sigrid ; FRENTZEN Klaus ; FRENTZEN Margaret ; FRICKE Thomas ; FÜHR Carl Hermann ; FÜHR Marianne ; GARCIA Hervé ; GARDELS Anne-Marie ; GÖTZ Christian ; GRÄFE Ruth ; GUGGENBERGER Edith ; GULDNER Walter ; HEUER Werner ; HÖFT Elfriede ; HÖFT Kurt ; HOSTMANN Georg ; HOSTMANN Inge ; JARDINAUD Gilles ; KABOTH Peter ; KAHLE Kurt ; KAHLE Marion ; KAHLE Michaël ; KAPPUS Paul ; KAPPUS-HOEN Anne Lore ; KIRSTEN Gerd ; KIRSTEN Sonja ; KOLTERMANN Karin ; KRUSE Brigitte ; KUBBE Gunter ; KUBBE Ruth ; KURTH Bruno ; KURTH Karin ; LARIVIERE Bernd ; LARIVIERE Erika ; LE GOUADEC Huguette ; LIPINSKA Ewa ; MADRY Doris ; MADRY Rolf ; MARCOT Jean ; MARTY Christian ; MARX Barbara ; MARX Martin ; MENZEL Christa ; MEYER Helmut ; MÜLLER Erich ; MÜLLER Gerhard ; MÜLLER Katharina

; MÜLLER-BAUMGART Gisela; NOWAK Christian ; NUSSER STECK Ingrid ; PORCHERON Anne ; PRAUSE Carola ; RACHID Kenza ; RUCH Harald ; RUCH Sylvia ; SAVELSBERG Albrecht ; SAVELSBERG Hildegard ; SCHMIDT Fritz ; SCHMITZ Manfred ; SCHMITZ Roswitha ; SCHNEIDER Elke; SCHNEIDER Jan ; SCHNITTER Helga ; SCHNITTER Wolfgang ; SCHRANNER Andréas ; SCHRANNER Maria ; SCHWALD Hans Peter ; SCHWALD Monika ; SCHWARZ Gunter; SCHWARZ Renate ; SEEBER Eva Renate ; SEEBER Karl Heinz ; STECK Rolf ; STOLZENBERGER Helga ; STOLZENBERGER Karl Peter ; STROTHMANN Brunhilde ; STROTHMANN Wilfried ; STUHN Angela ; SYPKO Pauline ; TELLMANN Margarete ; TELLMANN Werner ; TORNAU Charlotte Christine ; TORNAU Fred ; TREBUTH Ilse ; TUCHEL Wolf-Dietrich ; VÖGT-GÖTZ Irène ; WEBER Dieter ; WEBER Gisela ; WEHRHANN Heinrich ; WERLE Hans ; WERLE Marianne ; WERTH Friedrich ; WERTH Helga ; WILDE Gerhard ; WILDE Ingrid

Involontairement causé une incapacité totale de travail supérieure à trois mois sur les personnes suivantes :

- Sabrina MANOU
- Michelle BENHAMOU épouse FRICHETEAU

Involontairement causé une incapacité totale de travail inférieure ou égale à trois mois sur les personnes suivantes :

- Franck TILLAY
- Alice BROOKING

(contraventions connexes aux délits susvisés)

Faits prévus et réprimés par les articles 221-6-al.1, 221-8, 221-10, 222-19-al.1, 222-44, 222-46, 121-3, 131-27, 131-28, 131-35, R625-2, R625-4 du code pénal.

6) Attendu qu'il résulte charges suffisantes contre Claude FRANTZEN

- D'avoir, à GONESSE, le 25 juillet 2000, et en tout cas sur le territoire national et depuis temps non couvert par la prescription, par maladresse, imprudence, inattention, négligence ou manquement à une obligation de sécurité ou de prudence imposée par la loi ou le règlement,

En l'espèce, en ayant notamment, en qualité de sous-directeur technique puis de chef du SFACT au sein de la DGAC entre 1979 et 1994, commis des fautes dans le suivi de navigabilité du Concorde en ayant sous estimé la gravité des dommages causés par les différents incidents ayant affecté les appareils Concorde à compter du 15 mars 1979,

manqué d'attention devant le caractère répété de ces incidents, imprudemment accepté que soit privilégié par le constructeur le traitement des causes des éclatements de pneus aux dépens des conséquences des projections consécutives à ces éclatements, imprudemment pas imposé au constructeur de remédier aux risques de perforations des réservoirs (en renforçant notamment l'intrados), négligé le risque d'incendie qui pouvait en découler et le risque de perte de poussée des réacteurs, créant ainsi les conditions ayant rendu possible la survenance de l'accident catastrophique du 25 juillet 2000.

Involontairement causé la mort de 113 personnes :

APPENRODT Heidrum ; APPENRODT Joachim ; BEHRENS Christopher ; BERNDT Sabine ; BRUN Waltraud ; CHARTRON Fritz ; CHARTRON Marion ; CHEVALIER Patrick ; CHUNDUNSING Devranee ; EICH Andrea ; EICH Christian ; EICH Katharina ; EICH Maximillian ; EJLERSGAARD Ellen ; EJLERSGAARD Poul ; ENGELHARDT Marlis ; EYQUEM-FOURNEL Florence ; FASSNACHT Rudolf ; FASSNACHT Sigrid ; FRENTZEN Klaus ; FRENTZEN Margaret ; FRICKE Thomas ; FÜHR Carl Hermann ; FÜHR Marianne ; GARCIA Hervé ; GARDELS Anne-Marie ; GÖTZ Christian ; GRÄFE Ruth ; GUGGENBERGER Edith ; GULDNER Walter ; HEUER Werner ; HÖFT Elfriede ; HÖFT Kurt ; HOSTMANN Georg ; HOSTMANN Inge ; JARDINAUD Gilles ; KABOTH Peter ; KAHLE Kurt ; KAHLE Marion ; KAHLE Michaël ; KAPPUS Paul ; KAPPUS-HOEN Anne Lore ; KIRSTEN Gerd ; KIRSTEN Sonja ; KOLTERMANN Karin ; KRUSE Brigitte ; KUBBE Gunter ; KUBBE Ruth ; KURTH Bruno ; KURTH Karin ; LARIVIERE Bernd ; LARIVIERE Erika ; LE GOUADEC Huguette ; LIPINSKA Ewa ; MADRY Doris ; MADRY Rolf ; MARCOT Jean ; MARTY Christian ; MARX Barbara ; MARX Martin ; MENZEL Christa ; MEYER Helmut ; MÜLLER Erich ; MÜLLER Gerhardt ; MÜLLER Katharina ; MÜLLER-BAUMGART Gisela ; NOWAK Christian ; NUSSER STECK Ingrid ; PORCHERON Anne ; PRAUSE Carola ; RACHID Kenza ; RUCH Harald ; RUCH Sylvia ; SAVELSBERG Albrecht ; SAVELSBERG Hildegard ; SCHMIDT Fritz ; SCHMITZ Manfred ; SCHMITZ Roswitha ; SCHNEIDER Elke ; SCHNEIDER Jan ; SCHNITTER Helga ; SCHNITTER Wolfgang ; SCHRANNER Andréas ; SCHRANNER Maria ; SCHWALD Hans Peter ; SCHWALD Monika ; SCHWARZ Gunter ; SCHWARZ Renate ; SEEBER Eva Renate ; SEEBER Karl Heinz ; STECK Rolf ; STOLZENBERGER Helga ; STOLZENBERGER Karl Peter ; STROTHMANN Brunhilde ; STROTHMANN Wilfried ; STUHN Angela ; SYPKO Pauline ; TELLMANN Margarete ; TELLMANN Werner ; TORNAU Charlotte Christine ; TORNAU Fred ; TREBUTH Ilse ; TUCHEL Wolf-Dietrich ; VÖGT-GÖTZ Irène ; WEBER Dieter ; WEBER Gisela ; WEHRHANN Heinrich ; WERLE Hans ; WERLE Marianne ; WERTH Friedrich ; WERTH Helga ; WILDE Gerhard ; WILDE Ingrid

Involontairement causé une incapacité totale de travail supérieure à trois mois sur les personnes suivantes :

- Sabrina MANOU
- Michelle BENHAMOU épouse FRICHETEAU

Involontairement causé une incapacité totale de travail inférieure ou égale à trois mois sur les personnes suivantes :

- Franck TILLAY
- Alice BROOKING

(contraventions connexes aux délits susvisés)

Faits prévus et réprimés par les articles 221-6-al.1, 221-8, 221-10, 222-19-al.1, 222-44, 222-46, 121-3, 131-27, 131-28, 131-35, R625-2, R625-4 du code pénal.

Vu les articles 175, 176 et 179 du code de procédure pénale

ORDONNONS le renvoi de :

- John TAYLOR
- Stanley FORD
- la Société CONTINENTAL AIRLINES
- Henri PERRIER
- Jacques HERUBEL
- Claude FRANTZEN

devant le tribunal correctionnel de Pontoise pour y être jugés conformément à la loi.

PAR CES MOTIFS :

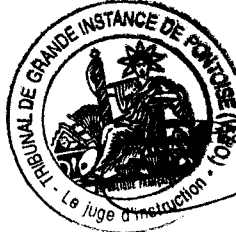
ORDONNONS LE RENVOI DE L'AFFAIRE DEVANT LE TRIBUNAL CORRECTIONNEL pour être jugée conformément à la loi.

En conséquence, ordonnons que le dossier de cette procédure, avec la présente ordonnance, soit transmis à M. le procureur de la République.

INFORMONS John TAYLOR, Stanley FORD, la Société CONTINENTAL AIRLINES, Henri PERRIER, Jacques HERUBEL, Claude FRANTZEN, **personnes mises en examen, qu'elle doivent signaler auprès du procureur de la République, jusqu'au jugement définitif de l'affaire, tout changement de l'adresse déclarée lors de leur mise en examen, par lettre recommandée avec demande d'avis de réception.**

LES INFORMONS également que toute citation, notification ou signification sera réputée faite à leur personne.

Fait en notre cabinet, le 1er juillet 2008
le Vice-Président chargé de l'instruction,



[Signature]
Maire REIS

Copie de la présente ordonnance a été adressée par lettre recommandée le 02 Juillet 2008 à aux personnes mises en examen et leurs avocats

Le greffier



Copie de la présente ordonnance a été adressée par lettre recommandée le 02 Juillet 2008 aux parties et leurs avocats

Le greffier

Copie de la présente ordonnance a été adressée par lettre recommandée le 02 Juillet 2008 aux témoins assistés et leurs avocats

Le greffier



Copie de la présente ordonnance non conforme aux réquisitions de M. le procureur de la République, lui a été donnée le 02 Juillet 2008
le greffier,

Copie certifiée conforme
Le Greffier,

