MINISTERE DE L'EQUIPEMENT DES TRANSPORTS ET DU LOGEMENT - BUREAU D'ENQUETES ET D'ANALYSES POUR LA SECURITE DE L'AVIATION CIVILE - FRANCE

BEA

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

RAPPORT

f-sc000725

AVERTISSEMENT

Ce rapport exprime les conclusions du BEA sur les circonstances et les causes de cet accident.

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

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

Table des matières

AVERTISSEMENT 2

TABLE DES ILLUSTRATIONS 9

GLOSSAIRE 11

SYNOPSIS 13

DÉROULEMENT DE L'ENQUÊTE 14

1 - RENSEIGNEMENTS DE BASE 16

1.1 Déroulement du vol 16

1.2 Tués et blessés 17

1.3 Dommages à l'aéronef 17

1.4 Autres dommages 17

1.5 Renseignements sur le personnel 17
1.5.1 Équipage de conduite 17
1.5.1.1 Commandant de bord 17
1.5.1.2 Officier pilote de ligne 18
1.5.1.3 Officier mécanicien navigant 19
1.5.2 Équipage de cabine 19
1.5.2.1 Chef de cabine 19
1.5.2.2 Hôtesses et stewards 19

1.6 Renseignements sur l'aéronef 20
1.6.1 Cellule 20
1.6.1.1 Informations 20
1.6.1.2 Maintenance 20
1.6.2 Trains d'atterrissage 21
1.6.2.1 Généralités 21
1.6.2.2 Rentrée des trains 21
1.6.2.3 Freinage 24
1.6.2.4 Déflecteurs 24
1.6.2.5 Roues et pneumatiques 25
1.6.3 Carburant 25
1.6.4 Moteurs 27
1.6.4.1 Généralités 27
1.6.4.2 Mode CONTINGENCY 27
1.6.4.3 Coupure réchauffe 28
1.6.4.4 Protection feu 28
1.6.4.5 Maintenance des moteurs 29
1.6.5 Masse et centrage 29
1.6.5.1 Masse 29

1.6.5.2 Centrage 30
1.6.5.2.1 Centrage établi à la préparation du vol 30
1.6.5.2.2 Centrage établi à partir des données de l'enquête 31
1.6.6 Performances au décollage 31
1.6.7 Systèmes avion 32
1.6.7.1 Commandes de vol 32
1.6.7.2 Conditionnement d'air 33
1.6.7.3 Avertisseur de proximité du sol 33

1.7 Conditions météorologiques 34
1.7.1 Situation générale à 12 heures 34
1.7.1.1 En altitude 34
1.7.1.2 Au sol 34
1.7.2 Situation sur l'aérodrome 34
1.7.3 Documents fournis à l'équipage 35

1.8 Aides à la navigation 35

1.9 Télécommunications 35
1.9.1 Trajectoire radar 35
1.9.2 Radiocommunications 36
1.9.2.1 ATIS 36
1.9.2.2 Fréquence Prévol 37
1.9.2.3 Fréquence Sol 37
1.9.2.4 Fréquence Loc Sud 37

1.10 Renseignements sur l'aérodrome 38
1.10.1 Généralités 38
1.10.2 Inspections de piste 39
1.10.2.1 Réglementation 39
1.10.2.2 Les inspections du 25 juillet 2000 39

1.11 Enregistreurs de bord 39
1.11.1 Types d'enregistreurs et opérations de lecture 39
1.11.1.1 Enregistreur phonique (CVR) 40
1.11.1.2 Enregistreur de paramètres (FDR) 40
1.11.1.3 QAR 41
1.11.2 L'enregistrement phonique 42
1.11.2.1 Exploitation du CVR 42
1.11.2.1.1 Base de temps 42
1.11.2.1.2 Logiciels utilisés 43
1.11.2.2 Transcription de l'enregistrement 45
1.11.2.3 Identification des alarmes et des bruits 47
1.11.2.3 1 Démarche suivie 47
1.11.2.3.2 Travaux complémentaires 50
1.11.2.3.2.1 Enregistrements en vol 50
1.11.2.3.2.2 Démodulation du 400 Hz 51
1.11.2.3.3 Résultats des recherches 51
1.11.3 Exploitation des paramètres 52
1.11.3.1 Le vol 52
1.11.3.1.1 Décodage des paramètres 52
1.11.3.1.2 Valeur des paramètres 54
1.11.3.2 Trajectoire (en fin de rapport) 58

1.12 Renseignements sur l'épave et sur l'impact 58
1.12.1 La piste 58
1.12.1.1 Déflecteur d'eau 58
1.12.1.2 Éléments de pneumatique 59
1.12.1.3 Pièce métallique 59
1.12.1.4 Élément de structure 60

1.12.1.5 Carénage de servo valve de frein 61
1.12.1.6 Morceau de béton et tache noire 61
1.12.1.7 Balise 61
1.12.1.8 Traces de roue 62
1.12.1.9 Dépôts sur la piste 63
1.12.2 Entre la piste 26 droite et le site de l'accident 65
1.12.3 Le site 66
1.12.3.1 Description du site et plan de situation 66
1.12.3.2 Indications relevées sur les instruments de bord 71
1.12.3.3 Etat des moteurs 76
1.12.3.3.1 Tuyères secondaires 76
1.12.3.3.2 Tuyères primaires 77
1.12.3.3.3 Constatations générales 77
1.12.3.4 Etat des roues et pneumatiques 78
1.12.3.4.1 Roue n° 1 78
1.12.3.4.2 Roue n° 2 78
1.12.3.4.3 Roue n° 5 79
1.12.3.4.4 Roue n° 6 79
1.12.4 Travaux sur l'épave 79
1.12.4.1 Reconstruction de l'aile et examen des débris 79
1.12.4.1.1 Extrados 80
1.12.4.1.2 Intrados 81
1.12.4.2 Partie arrière du fuselage 82
1.12.4.3 Examen des sièges 82
1.12.4.4 Examen des trains d'atterrissage 83
1.12.4.5 Examen des baies sèches 84
1.12.4.5.1 Description 84
1.12.4.5.2 Examen 85
1.12.4.5.2.1 Partie avant 85
1.12.4.5.2.2 Partie arrière 85
1.12.4.6 Résistance structurale à la flamme 86

1.13 Renseignements médicaux et pathologiques 87

1.14 Incendie 87

1.15 Questions relatives à la survie des occupants 87

1.16 Essais et recherches 88
1.16.1 Préparation du vol AFR 4590 88
1.16.1.1 Préparation des vols à Air France 88
1.16.1.1.1 L'étude vol 88
1.16.1.1.2 Le départ vol 88
1.16.1.1.3 La piste 88
1.16.1.1.4 Le trafic 88
1.16.1.2 Cas du vol AFR 4590 89
1.16.1.2.1 L'étude vol 89
1.16.1.2.2 Le départ vol 90
1.16.1.2.3 La piste 90
1.16.1.2.4 Le trafic 90
1.16.2 Chargement de l'avion 90
1.16.3 Observations et images de l'accident 91
1.16.4 Evénements antérieurs 93
1.16.4.1 Caractérisation des événements 93
1.16.4.2 Evénements ayant occasionné des dégâts structuraux aux réservoirs 94
1.16.4.2.1 Evénement du 14 juin 1979 à Washington 95
1.16.4.2.2 Autres événements 97
1.16.5 Mécanisme de destruction du pneumatique 97
1.16.5.1 Vérification expérimentale 97
1.16.5.2 Etude théorique de l'entaillage d'un pneumatique par une lamelle 99

1.16.5.3 Essais conduits au CEAT 100
1.16.5.3.1 Essais à faible vitesse 100
1.16.5.3.2 Essais de pénétration dynamique d'une lamelle 100
1.16.5.4 Examens conduits au LRCCP 101
1.16.6 Lamelle métallique retrouvée sur la piste 101
1.16.6.1 Constatations sur le N13067 102
1.16.6.2 Documentation du constructeur 104
1.16.6.2.1 Démontage et réparation des bandes d'usure 104
1.16.6.2.2 Espace entre le capot arrière et le capot de l'inverseur de poussée 105
1.16.6.3 Maintenance du N13067 106
1.16.6.4 Examen de la lamelle métallique 106
1.16.6.5 Examen des prélèvements effectués sur le N13067 107
1.16.6.6 Analyse des photos du capot du N13067 107
1.16.7 Rupture du réservoir 5 107
1.16.7.1 Examen des morceaux de réservoir 108
1.16.7.1.1 Pièce retrouvée sur la piste 108
1.16.7.1.2 Pièce d'intrados retrouvée dans les débris de l'épave 110
1.16.7.1.3 Autre pièce retrouvée dans les débris de l'épave 110
1.16.7.2 Mécanisme de rupture du réservoir 111
1.16.7.2.1 Rupture par impact d'un morceau de pneumatique 112
1.16.7.2.1.1 Le principe 112
1.16.7.2.1.2 Les essais 113
1.16.7.2.1.3 Les calculs 114
1.16.7.2.1.4 Les sources d'énergie possibles 114
1.16.7.2.2 Rupture par coup de bélier hydrodynamique 114
1.16.7.2.2.1 La méthode employée 115
1.16.7.2.2.2 Les résultats 115
1.16.7.3 Le carburant dans le réservoir 5 116
1.16.7.4 Conclusion 117
1.16.8 Origine possible de la combustion 117
1.16.8.1 Stabilisation et accrochage de la flamme 117
1.16.8.2 Estimation du débit de combustible 118
1.16.8.3 Allumage et propagation de la flamme 118
1.16.8.3.1 Pompage moteur 119
1.16.8.3.2 Arc électrique 119
1.16.8.3.3 Contact avec les parties chaudes du moteur 120
1.16.8.3.4 Conclusion 122
1.16.9 Les moteurs 123
1.16.9.1 Observations sur les moteurs 123
1.16.9.1.1 Démontage des moteurs 1 et 2 123
1.16.9.1.1.1 Moteur 1 123
1.16.9.1.1.2 Moteur 2 124
1.16.9.1.2 Examen des moteurs 3 et 4 125
1.16.9.1.2.1 Moteur 3 125
1.16.9.1.2.2 Moteur 4 126
1.16.9.1.3 Recherches effectuées en laboratoire 126
1.16.9.1.3.1 Moteur 1 126
1.16.9.1.3.2 Moteur 2 127
1.16.9.1.3.3 Examen des sélecteurs des robinets HP 128
1.16.9.2 Ingestions de débris de pneumatique survenues en exploitation 128
1.16.9.3 Exploitation des données 128
1.16.9.4 Fonctionnement des moteurs 131
1.16.9.4.1 Moteur 1 131
1.16.9.4.2 Moteur 2 132
1.16.9.4.3 Moteurs 3 et 4 132
1.16.9.4.4 Conclusion 133
1.16.10 Origine de la non-rentrée du train d'atterrissage 133
1.16.11 Passage de la direction en mode mécanique 134
1.16.12 Alarmes 135
1.16.12.1 Alarme fumée toilettes 135

1.16.12.2 Alarme feu moteur 135
1.16.13 Etude de la trajectoire 136
1.16.13.1 Essais au simulateur de vol 136
1.16.13.2 La déviation de la trajectoire 136
1.16.13.3 Effet de la rotation anticipée 139
1.16.13.4 Conséquences d'une interruption du décollage 139

1.17 Renseignements sur les organismes et la gestion 140
1.17.1 Exploitation du Concorde à Air France 140
1.17.1.1 PNT 140
1.17.1.2 PNC 140
1.17.1.3 Maintenance 140
1.17.1.4 Manuel d'exploitation et manuel de vol 141
1.17.1.4.1 Procédures extraites du GEN.OPS 141
1.17.1.4.2 Procédures extraites du manuel TU Concorde 142
1.17.1.4.3 Procédures du manuel de vol Concorde 143
1.17.1.4.4 Procédures de transfert carburant 143
1.17.2 Suivi de navigabilité 144
1.17.2.1 Généralités 144
1.17.2.2 Points relatifs aux pneumatiques et aux endommagements de structure 145
1.17.2.3 Autres domaines intéressant le suivi de navigabilité 147

1.18 Renseignements supplémentaires 147
1.18.1 Certification des trains et des pneumatiques 147
1.18.1.1 Généralités 147
1.18.1.1.1 Exigences sur les pneumatiques 147
1.18.1.1.2 Exigences sur les trains 147
1.18.1.2 Justifications apportées lors de la certification 148
1.18.2 Absence de l'entretoise du train principal gauche 148
1.18.2.1 Opérations d'entretien 149
1.18.2.1.1 Documentation 149
1.18.2.1.2 Travaux effectués 150
1.18.2.2 Examen du boggie 150
1.18.2.3 Conséquences possibles sur l'atterrisseur de l'absence de l'entretoise 151
1.18.2.3.1 Aspect mécanique 151
1.18.2.3.2 Câblages et tuyauteries 152
1.18.2.3.3 Déplacement du boggie 152
1.18.2.4 Examen des autres roues du boggie gauche 154
1.18.2.5 Etude du début du vol 154
1.18.3 Prévention des risques liés aux débris sur l'aire de mouvement 155
1.18.3.1 Etat de la réglementation en France 155
1.18.3.2 Prévention des risques liés aux débris à Paris Charles de Gaulle 155
1.18.3.2.1 L'aire de manœuvre 155
1.18.3.2.2 L'aire de trafic 156

2 - ANALYSE 157

2.1 Scénario de l'accident 157
2.1.1 La préparation du vol 157
2.1.2 Le vol jusqu'à la mise en poussée des moteurs 157
2.1.3 Le vol jusqu'à la perte de puissance finale du moteur 1 159
2.1.4 La perte de contrôle de l'avion 165

2.2 Actions de l'équipage 165

2.3 Séquence conduisant à l'inflammation de la fuite de kérosène 167
2.3.1 La destruction du pneumatique n° 2 167
2.3.2 La destruction du panneau d'intrados du réservoir 5 167
2.3.3 Le feu 168

2.4 Surveillance des pistes 169

2.5 Exploitation du Concorde à Air France 170
2.5.1 Fonctionnement de la division de vol Concorde 170
2.5.2 Fonctionnement de la maintenance 170

2.6 La maintenance chez Continental Airlines 171

2.7 Le suivi de navigabilité 171

2.8 Enregistreurs de bord 172

2.9 Risques liés à la présence de l'amiante 173

3 - CONCLUSION 174

3.1 Faits établis 174

3.2 Causes probables 176

4 - RECOMMANDATIONS DE SECURITE 177

4.1 Recommandation initiale 177

4.2 Recommandations spécifiques au Concorde 178
4.2.1 178
4.2.2 178
4.2.3 179
4.2.4 179

4.3 Recommandations générales 179
4.3.1 179
4.3.2 180
4.3.3 180
4.3.4 180
4.3.5 180
4.3.6 181
4.3.7 181
4.3.8 181
4.3.9 181

OBSERVATIONS DU REPRÉSENTANT ACCRÉDITÉ DU ROYAUME-UNI 183

LISTE DES ANNEXES 188

Table des illustrations

Figure 1 : Circuits hydrauliques pour les manœuvres du train atterrissage 22
Figure 2 : Séquence d'une rentrée de train 23
Figure 3 : Schéma synoptique du freinage des trains principaux 24
Figure 4 : Déflecteur d'eau 24
Figure 5 : Vue de dessus des trains principaux 25
Figure 6 : Réservoirs du Concorde 27
Figure 7 : Schéma du système de détection feu 29
Figure 8 : Schéma du conditionnement d'air 33
Figure 9 : Trajectoire du F-BTSC d'après les données AVISO 36
Figure 10 : Doublet sud de Paris Charles de Gaulle 38
Figure 11 : Synchronisation 43
Figure 12 : Représentation temporelle d'un signal 44
Figure 13 : Représentation temps-fréquence d'un signal 44
Figure 14 : Représentation fréquentielle d'un signal 45
Figure 15 : Identification d'un bruit d'interrupteur 48
Figure 16 : Son identique avec des bruits de fond différents 49
Figure 17 : Fonctionnement des moteurs : éteints à gauche, en vol à droite 50
Figure 18 : Démodulation du 400 Hz 51
Figure 19 : Pièce située sur la ligne 157 : partie droite du déflecteur 58
Figure 20 : Élément de pneu en ligne 180 - Élément de pneu en ligne 152 59
Figure 21 : Pièce retrouvée en ligne 152 60
Figure 22 : Pièce retrouvée en ligne 160 60
Figure 23 : Pièce retrouvée en ligne 175 61
Figure 24 : Traces de la roue n° 2 et de suie sur la piste 62
Figure 25 : Trace du boggie gauche et balise 63
Figure 26 : Trace de suie sur la piste 64
Figure 27 : Traces des roues du train principal gauche 64
Figure 28 : Herbe brûlée en bordure de piste 65
Figure 29 : Image BEA/IGN/FLEXIMAGE - Photo aérienne de la zone de l'accident 66
Figure 30 : Plan de répartition de l'épave 67
Figure 31 : Vue aérienne avec indication des zones 68
Figure 32 : Traces d'impact 69
Figure 33 : Vue aérienne avec position des principaux éléments 70
Figure 34 : Vue globale planche de bord 72
Figure 35 : Vue générale de la tuyère secondaire supérieure du moteur 4 77
Figure 36 : Tuyère primaire moteur 2 77
Figure 37 : Compresseur BP du moteur 1 78
Figure 38 : Vue de la reconstitution de l'aile dans le hangar 80
Figure 39 : Reconstitution informatisée de l'extrados 81
Figure 40 : Reconstitution informatisée de l'intrados 82
Figure 41 : Axe de liaison fût-boggie 83
Figure 42 : Coupe de l'axe de liaison fût-boggie 84
Figure 43 : Baies sèches 85
Figure 44 : Reproduction interdite - Source Buzz Pictures/Corbis Sygma 92
Figure 45 : Historique des événements pneumatiques sur Concorde 94
Figure 46 : Impacts avec perforation lors des différents incidents (aile droite et aile gauche) 95
Figure 47 : Chariot d'essai pour les pneumatiques 98
Figure 48 : Position de la lamelle sous le pneu 99
Figure 49 : Coupure du pneumatique 99
Figure 50 : Coupe de différents pneumatiques Concorde 101
Figure 51 : Schémas montrant la position des bandes d'usure 102
Figure 52 : Photographies montrant la position des bandes d'usure 103
Figure 53 : Schéma de capot arrière 106
Figure 54 : Plan du réservoir 5 108
Figure 55 : Pièce du réservoir 5 retrouvée sur la piste 108
Figure 56 : Séquence de rupture de la pièce du réservoir 5 109
Figure 57 : Pièce du réservoir 5 retrouvée sur le site 110
Figure 58 : Schéma EADS 111
Figure 59 : Effet d'impact sur un caisson de voilure rempli de carburant 112

Figure 60 : Principe d'essai de tir d'un morceau de pneu 113
Figure 61 : Localisation des zones de rupture sur la peau intrados 116
Figure 62 : Zone de recirculation 118
Figure 63 : Essais (Warton) : étincelles électriques générées dans le puits de train 120
Figure 64 : Allumage après étincelle 120
Figure 65 : En rouge, trappe de prise d'air latérale d'alimentation des échangeurs de climatisation 121
Figure 66 : Olympus 593 - schéma représentatif de la veine d'air 123
Figure 67 : Accélération longitudinale de l'avion (nx) 137
Figure 68 : Cap et route de l'avion 137
Figure 69 : Dérapage de l'avion 137
Figure 70 : Position de la gouverne de direction 138
Figure 71 : Accélérations latérales 138
Figure 72 : Nombre d'événements pour mille cycles 146
Figure 73 : Coupe de la liaison fût-boggie des trains d'atterrissage 149
Figure 74 : Atterrisseur, éléments de l'articulation du balancier 150
Figure 75 : Atterrisseur gauche, bague de cisaillement interne 151
Figure 76 : Effet de l'absence de la bague sur la géométrie de l'articulation 152
Figure 77 : Comportement type d'un pneumatique en ripé 153
Figure 78 : Efforts en situation de ripé 153
Figure 79 : Trajectoire de l'avion au décollage 159

Glossaire

AAIB	Air Accidents Investigation Branch
ADF	Radiogoniomètre automatique
ADI	Indicateur directeur d'attitude
ADP	Aéroports de Paris
AJ	Section de tuyère primaire
AOA	Incidence (Angle Of Attack)
ASDA	Accelerate Stop Distance Available
ATIS	Service automatique d'information de région terminale
BAE	British Aerospace
BP	Basse pression
BRIA	Bureau régional d'information aéronautique
CAS	Computed Airspeed
CdB	Commandant de bord
CG	Centre de gravité
CMB	Montée
CN	Consigne de navigabilité
CPEMPN	Centre Principal d'Expertise Médicale des Personnels Navigants
CRM	Gestion des ressources de l'équipage
CRZ	Croisière
Cu	Cumulus
CVR	Enregistreur phonique
EADS	European Aeronautic Defense and Space
EGT	Exhaust Gas Temperature
EIC	Equipment in Compartment (commissariat, journaux)
FD	Directeur de vol
FDAU	Flight data Acquisition Unit
FDR	Enregistreur de paramètres
FF	Fuel Flow
FOD	Foreign Object Damage
FQIP	Fuel Quantity Indicator Panel
ft	Pied(s)
Gaétan	Système d'enregistrement des passagers utilisé par Air France
GEAES	General Electric
GPWS	Avertisseur de proximité du sol
HP	Haute Pression
hPa	Hectopascal
HSI	Indicateur de situation horizontale
IDG	Integrated Drive generator
IFR	Règles de vol aux instruments
INS	Système de navigation par inertie
IPL	Instructeur pilote de ligne
kt	Nœuds
kW	Kilowatts
LDA	Landing Distance Available

LOC	Position de contrôle de la fréquence tour
METAR	Message régulier d'observation météorologique pour l'aéronautique
MWS	Panneau d'alarmes principal
N1	Vitesse de rotation de l'ensemble Basse Pression
N2	Vitesse de rotation de l'ensemble Haute Pression
NOTAM	Avis aux navigateurs aériens
Nx	Accélération longitudinale (en g)
OMN	Officier mécanicien navigant
OPJ	Officier de police judiciaire
OPL	Officier pilote de ligne
P7	Pression de sortie tuyère
PF	Pilote en fonction
PFCU	Servo commande de puissance
P/N	Référence de pièce
PNC	Equipage de cabine
PNF	Pilote non en fonction
PNT	Equipage de conduite
psi	Pounds per square inch
QAR	Enregistreur à accès rapide
QNH	Calage altimétrique requis pour lire au sol l'altitude de l'aérodrome
SAT	Static Air Temperature
Sc	Stratocumulus
SIGMET	Messages de phénomènes météorologiques en route spécifiés
SRB	Système de Réconciliation des Bagages (permet d'assurer le contrôle de rapprochement réglementaire au titre de la sûreté)
SSIS	Service de sécurité incendie et de sauvetage
TAF	Prévision d'atterrissage
TCA	Turbine Cooling Air
TCU	Throttle Control Unit
TEMSI	Carte de prévision du temps significatif
TCAS	Système embarqué d'évitement des collisions
TODA	Take Off Distance Available
TOP	Certificat transocéanique et polaire
TORA	Take Off Run Available
TRE	Examinateur de qualification de type
UTC	Temps universel coordonné
Vmca	Vitesse minimale de contrôle air
Vmcg	Vitesse minimale de contrôle sol
VOR	Radiophare omnidirectionnel
VR	Vitesse de rotation
Vz	Vitesse verticale
Vzrc	Vitesse de taux de montée nul
ZFW	Zero Fuel Weight

SYNOPSIS

Date de l'accident
Mardi 25 juillet 2000 à 14 h 44 min 31 s[(1)]

Lieu de l'accident
Lieu-dit la Patte d'Oie de Gonesse (95)

Nature du vol
Vol à la demande
Indicatif AFR 4590

Aéronef
Concorde
immatriculé F-BTSC

Propriétaire
Air France

Exploitant
Air France

Personnes à bord
PNT : 3
PNC : 6
Passagers : 100

Résumé

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

Conséquences

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

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

DÉROULEMENT DE L'ENQUÊTE

Le mardi 25 juillet 2000 vers 14 h 50 UTC, le BEA a été informé de l'accident d'un Concorde sur la commune de Gonesse (95) après son décollage de Paris Charles de Gaulle. Conformément à la loi du 29 mars 1999 relative aux enquêtes techniques sur les accidents et incidents dans l'aviation civile, une enquête technique a été ouverte. Un enquêteur principal a été désigné pour la conduire.

En application des dispositions de l'Annexe 13 à la Convention relative à l'Aviation Civile Internationale, un représentant accrédité et deux enquêteurs britanniques, accompagnés de plusieurs experts de BAE SYSTEMS et de Rolls Royce, ont été associés à l'enquête au titre de l'Etat constructeur. Des observateurs allemands (BFU) et américains (NTSB et FAA) ont également été associés à l'enquête. L'observateur du NTSB a, par la suite, reçu le statut de représentant accrédité. La compagnie Air France, EADS et SNECMA ont mis de nombreux experts à la disposition du BEA.

Le Ministre de l'Equipement, des Transports et du Logement a mis en place le 26 juillet une Commission d'enquête, conformément à la loi du 29 mars 1999. Cette Commission a assisté le BEA dans ses travaux. Elle a tenu onze réunions au cours desquelles, après avoir approuvé la démarche suivie, elle a été informée des progrès de l'enquête, a discuté et approuvé les projets de rapport successifs. Plusieurs de ses membres ont participé aux travaux du BEA.

L'ensemble des opérations qui ont été effectuées sur le site ou sur les éléments de l'avion l'ont été en coordination avec les responsables de l'enquête judiciaire, dans le respect des procédures de cette enquête. Le site et les éléments de l'avion ont été en permanence sous le contrôle de l'autorité judiciaire.

*
* *

Le lendemain de l'accident, l'enquêteur désigné a constitué sept groupes de travail pour déterminer et recueillir les renseignements nécessaires à l'enquête dans les domaines suivants :

- site et épave,
- avion, systèmes et moteurs,
- préparation et conduite du vol, renseignements sur l'équipage,
- enregistreurs,
- performances de l'avion,
- témoignages,
- examen des événements antérieurs.

Le 16 août, sur les bases des constatations de l'enquête, le BEA et son homologue britannique l'AAIB ont émis une première recommandation de sécurité.

Un rapport préliminaire a été publié le 31 août 2000.

*
* *

Après la publication du rapport préliminaire, l'enquête s'est poursuivie, toujours en association étroite avec les représentants des organismes d'enquête étrangers et des entreprises concernés et en coordination avec les responsables de l'enquête judiciaire.

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

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

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

Des enquêteurs français et américains ont pu inspecter l'avion qui avait perdu la lamelle métallique à l'origine de l'entaille du pneumatique. Ils ont tenu une réunion de travail avec les représentants de Continental Airlines au siège du NTSB à Washington.

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

Divers essais et études complémentaires ont été effectués en France, en Grande-Bretagne et aux Etats-Unis.

Deux rapports d'étape ont été publiés, le 15 décembre 2000 et le 10 juillet 2001.

*
* *

Conformément à l'Annexe 13, le projet de rapport final a été envoyé pour observations à l'AAIB, au NTSB et au BFU. Plusieurs réunions ont été menées avec l'AAIB. Les observations dont il n'a pu être tenu compte ont été annexées au présent rapport, en particulier celles relatives à la procédure même de l'enquête.

1 - RENSEIGNEMENTS DE BASE

1.1 Déroulement du vol

Le mardi 25 juillet 2000, le Concorde immatriculé F-BTSC exploité par la compagnie Air France va décoller de Paris Charles de Gaulle pour effectuer le vol à la demande AFR 4590 à destination de New York avec à son bord neuf membres d'équipage (3 PNT, 6 PNC) et cent passagers. Le commandant de bord est pilote en fonction, l'officier pilote de ligne est pilote non en fonction.

La masse totale de l'avion et le carburant à bord annoncés au moment de la mise en route par l'officier mécanicien navigant sont respectivement de 186,9 et de 95 tonnes. Les vitesses retenues par l'équipage sont V1 : 150 kt, VR : 198 kt, V2 : 220 kt.

A 13 h 58 min 27 s, l'AFR 4590 contacte la tour de contrôle sur la fréquence prévol et demande à utiliser la piste 26 droite sur toute sa longueur pour un décollage à partir de 14 h 30.

A 14 h 07 min 22 s, le contrôleur donne l'autorisation de mise en route et confirme la piste 26 droite pour le décollage.

A 14 h 34 min 38 s, le contrôleur Sol donne l'autorisation de rouler vers le point d'arrêt de la piste 26 droite en empruntant la voie de circulation Roméo.

A 14 h 40 min 02 s, le contrôleur Loc Sud autorise le 4590 à s'aligner. A 14 h 42 min 17 s, il l'autorise à décoller en lui annonçant un vent du 090° pour 8 kt. L'AFR 4590 collationne l'autorisation de décollage. L'OMN annonce que l'avion a consommé huit cents kilogrammes de carburant pendant le roulage.

A 14 h 42 min 31 s, le PF annonce le top décollage. A 14 h 42 min 54,6 s, le PNF effectue l'annonce cent nœuds, puis neuf secondes plus tard V1.

Quelques secondes après, le pneu n° 2 (avant droit) du train principal gauche se détruit après avoir roulé sur une lamelle métallique perdue par un appareil qui avait décollé cinq minutes avant. Cette destruction provoque vraisemblablement la projection de gros morceaux de caoutchouc sur l'intrados de l'aile gauche et la rupture d'une partie du réservoir 5. Un feu important se déclare sous la voilure gauche de l'avion et dans le même temps les moteurs 1 et 2 subissent une perte de poussée, forte pour le 2, légère pour le 1.

Vers 14 h 43 min 13 s, alors que le PF débute la rotation à la vitesse de 183 kt, le contrôleur signale la présence de flammes derrière l'avion. Le PNF collationne puis l'OMN annonce la panne du moteur 2. Les paramètres enregistrés montrent également une forte baisse de puissance momentanée du moteur 1 non mentionnée par l'équipage. Vers 14 h 43 min 22 s, l'alarme feu moteur retentit et l'OMN annonce « coupe le moteur 2 » puis le commandant de bord appelle la procédure « feu réacteur ». Quelques secondes plus tard, la poignée coupe-feu du moteur 2 est actionnée et l'alarme feu s'arrête. Le PNF attire l'attention du PF sur la vitesse qui est de 200 kt.

A 14 h 43 min 30 s, le PF demande la rentrée du train. Le contrôleur confirme la présence de fortes flammes derrière l'avion.

A 14 h 43 min 42 s, l'alarme feu moteur retentit à nouveau pendant environ douze secondes. Elle retentira une troisième fois vers 14 h 43 min 58 s et sonnera jusqu'à la fin du vol.

A 14 h 43 min 56 s, le PNF constate que le train ne rentre pas. Il fait plusieurs annonces concernant la vitesse.

A 14 h 43 min 59 s, plusieurs alarmes GPWS retentissent. Le PNF informe le contrôle qu'ils essayent l'aérodrome du Bourget. Les paramètres enregistrés montrent une chute de la puissance du moteur 1, puis quelques secondes plus tard des moteurs 3 et 4. L'avion s'écrase sur un hôtel au lieu dit la Patte d'Oie de Gonesse, à l'intersection des routes D902 et N17.

1.2 Tués et blessés

Blessures	Membres d'équipage	Passagers	Autres personnes
Mortelles	9	100	4
Graves	0	0	0
Légères/Aucune	0	0	6

1.3 Dommages à l'aéronef

L'avion a été complètement détruit lors de l'impact.

1.4 Autres dommages

L'hôtel sur lequel l'avion s'est écrasé a été entièrement détruit.

1.5 Renseignements sur le personnel

1.5.1 Équipage de conduite

1.5.1.1 Commandant de bord

Homme, 54 ans

- Licence de pilote professionnel n° 193067 délivrée le 12 juillet 1967
- Licence de pilote professionnel de première classe n° 208369 délivrée le 8 août 1969
- Licence de pilote de ligne avec certificat transocéanique et polaire (TOP) n° 195176 délivrée le 19 février 1976
- Dernière visite médicale effectuée au CPEMPN (Paris) le 5 mai 2000, valide jusqu'au 5 novembre 2000

- Qualification IFR obtenue le 2 juin 1969, valide jusqu'au 31 août 2000
- Qualification B 727 le 4 décembre 1970
- Qualification A 300 le 24 avril 1974
- Qualification B 737 le 13 décembre 1977

- Commandant de bord le 3 février 1983
- Qualification IPL depuis le 31 décembre 1985, valide jusqu'au 30 juin 2001
- Qualification A 320 le 18 novembre 1988
- Qualification A 340 le 27 février 1993
- Qualification Concorde le 16 août 1999, valide jusqu'au 31 août 2001
- Stage de maintien et actualisation des compétences du 9 juin 2000, valide jusqu'au 31 août 2001
- Stage CRM du 6 janvier 1994
- Contrôle en ligne prévu à partir d'octobre 2000
- Dernier contrôle C1 hors ligne du 26 janvier 2000
- Dernier contrôle C2 hors ligne du 12 juin 2000

- Heures de vol totales : 13 477 dont 5 495 comme commandant de bord
- Heures de vol sur Concorde : 317 dont 284 comme commandant de bord
- Heures de vol dans les six derniers mois : 177,91
- Heures de vol dans les trois derniers mois : 95,34
- Heures de vol dans les trente derniers jours : 23,86

1.5.1.2 Officier pilote de ligne

Homme, 50 ans

- Licence de pilote professionnel n° 411171 délivrée le 16 décembre 1971
- Licence de pilote professionnel de première classe n° 263672 délivrée le 9 octobre 1972
- Licence de pilote de ligne avec TOP n° 232079 délivrée le 2 février 1979
- Dernière visite médicale effectuée au CPEMPN (Paris) le 17 janvier 2000, valide jusqu'au 17 juillet 2000

- Qualification IFR valide jusqu'au 31 décembre 2000
- Qualification Nord 262 le 31 mars 1972
- Qualification Morane Saulnier 760 le 26 juin1972
- Qualification Caravelle le 1er juin 1974
- Qualification A 300 le 16 novembre 1979
- Qualification Concorde le 10 janvier 1989, valide jusqu'au 31 décembre 2000
- Stage de maintien et actualisation des compétences des 23 (S1) et 24 (S2) novembre 1999, valide jusqu'au 31 décembre 2000
- Stage CRM le 9 mai 1994
- Contrôle en ligne du 1er août 1999, valide jusqu'au 31 août 2000
- Dernier contrôle C1 hors ligne du 26 novembre 1999
- Dernier contrôle C2 hors ligne du 20 avril 2000
- Instructeur au simulateur de vol Concorde depuis le 15 mars 1999, valide jusqu'au 31 mars 2000 (Remarque : depuis 1997, les heures comme instructeur sol ne sont plus comptabilisées chez Air France)

- Heures de vol totales : 10 035 dont 2 698 comme copilote sur Concorde
- Heures de vol dans les six derniers mois : 127,25
- Heures de vol dans les trois derniers mois : 50,13
- Heures de vol dans les trente derniers jours : 7,64

Remarque : Les licences du commandant de bord et de l'OPL relèvent du régime FCL1 (depuis juillet 1999), c'est la qualification de type qui renouvelle la licence sous réserve de la validité de la licence médicale. Pour les personnes de plus de quarante ans, la visite médicale est valide six mois. Au moment de l'accident et contrairement au régime antérieur, sa validité était de jour à jour et non plus à la fin du mois. En novembre 2000, la réglementation est revenue à la validité de fin de mois.

1.5.1.3 Officier mécanicien navigant

Homme, 58 ans

- Brevet de mécanicien navigant n° 142568 délivré le 22 mars 1968, valide jusqu'au 30 juin 2001
- Dernière visite médicale effectuée au CPEMPN (Paris) le 20 juin 2000, valide jusqu'au 30 juin 2001

- Qualification Caravelle le 8 mars 1968
- Qualification Falcon 20, le 27 mars 1968
- Qualification B 727 le 4 janvier 1973
- Qualification B 737 le 28 février 1978
- Qualification B 747 le 29 mai 1980
- Qualification B 747-400 le 3 novembre 1990
- Qualification Concorde le 28 février 1997, valide jusqu'au 30 juin 2001

- Heures de vol totales : 12 532 dont 937 comme OMN sur Concorde
- Heures de vol dans les six derniers mois : 131,64
- Heures de vol dans les trois derniers mois : 62,19
- Heures de vol dans les trente derniers jours : 23,62

Remarque : la licence de l'OMN est soumise à l'ancienne réglementation définie par l'arrêté du 31 janvier 1981 modifié. La licence est valide un an ; la visite médicale est valide du jour de la visite à la fin du même mois de l'année suivante. Le test et la visite médicale doivent être passés au cours du même mois.

1.5.2 Équipage de cabine

1.5.2.1 Chef de cabine

Femme, 36 ans
Qualifications :

- CSS (Certificat Sécurité Sauvetage) du 2 octobre 1986
- Attestation d'aptitude professionnelle sur Concorde du 4 mai 1992

1.5.2.2 Hôtesses et stewards

Femme, 36 ans
Qualifications :

- CSS du 4 mars 1991
- Attestation d'aptitude professionnelle sur Concorde de janvier 1999

Femme, 49 ans
Qualifications :

- CSS du 20 février 1978
- Attestation d'aptitude professionnelle sur Concorde de juillet 1990

Femme, 27 ans
Qualifications :

- CSS du 2 février 1996
- Attestation d'aptitude professionnelle sur Concorde d'août 1999

Homme, 32 ans
Qualifications :

- CSS du 24 février 1993
- Attestation d'aptitude professionnelle sur Concorde de janvier 1999

Homme, 38 ans
Qualifications :
- CSS du 14 mai 1990
- Attestation d'aptitude professionnelle sur Concorde de juin 1997

1.6 Renseignements sur l'aéronef

1.6.1 Cellule

(Voir plan trois vues en annexe 1)

1.6.1.1 Informations

- Constructeurs[(2)] : EADS et BAE Systems
- Type : Concorde type 1 - version 101
- Numéro de série : 3
- Immatriculation : F-BTSC
- Mise en service le 24 octobre 1979
- Certificat de navigabilité du 23 décembre 1975, valide jusqu'au 29 septembre 2002
- Utilisation à la date du 25 juillet 2000 : 11 989 h de vol et 4 873 cycles
- Depuis visite grand entretien D01 du 1er octobre 1999 : 576 h de vol et 181 cycles.

1.6.1.2 Maintenance

Du 17 au 21 juillet 2000, l'aéronef avait subi une visite programmée de type « check A01 » conformément au programme d'entretien approuvé. Lors de la visite, le boggie du train principal gauche avait été remplacé afin de lever une tolérance technique liée à une détection de sous-gonflage.

Depuis cette visite l'aéronef avait effectué quatre vols, les 21, 22, 23 et 24 juillet 2000. Le 24 juillet, plusieurs actions de maintenance avaient été effectuées.

Problèmes	Actions de maintenance
Moteur 2 : légers à-coups de poussée en croisière à mach 2, avec allumage du voyant « start pump ».	Contrôle des deux TCU, remplacement de l'ampli « N1 limit », vérification de la ligne EGT, point fixe OK.
Allumage en vol du voyant « brake overload » sur la roue n° 4.	Changement d'un quadrifilaire.
Fuite lente hydraulique bleue en vol.	Joint de raccord d'alimentation du vérin de sensation musculaire « yaw bleu » remplacé.
Pneu de la roue n° 5 usé.	Roue n° 5 remplacée.

2 Au moment de la construction de l'aéronef, ces entreprises s'appelaient respectivement SNIAS et BAC

L'avion était initialement prévu en réserve pour le 25 juillet, le F-BVFA étant prévu pour assurer le vol régulier 002 du matin et le F-BVFC pour assurer le vol AFR 4590. Pour des raisons de maintenance, il y a eu dans l'après-midi du 24 juillet échange de ligne entre le F-BVFA et le F-BVFC. Le F-BVFA ayant finalement été déclaré indisponible durant la nuit, l'avion de réserve, le F-BTSC, a été programmé à sa place pour assurer le vol AFR 4590.

L'avion était en état de navigabilité. Il n'y avait pas de tolérance technique pour le vol AFR 4590. Avant le vol, le moteur pneumatique GARRETT permettant d'actionner la tuyère secondaire du moteur 2 avait été remplacé. Les essais avaient été effectués et n'avaient fait apparaître aucune anomalie.

1.6.2 Trains d'atterrissage

1.6.2.1 Généralités

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

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

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

1.6.2.2 Rentrée des trains

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

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

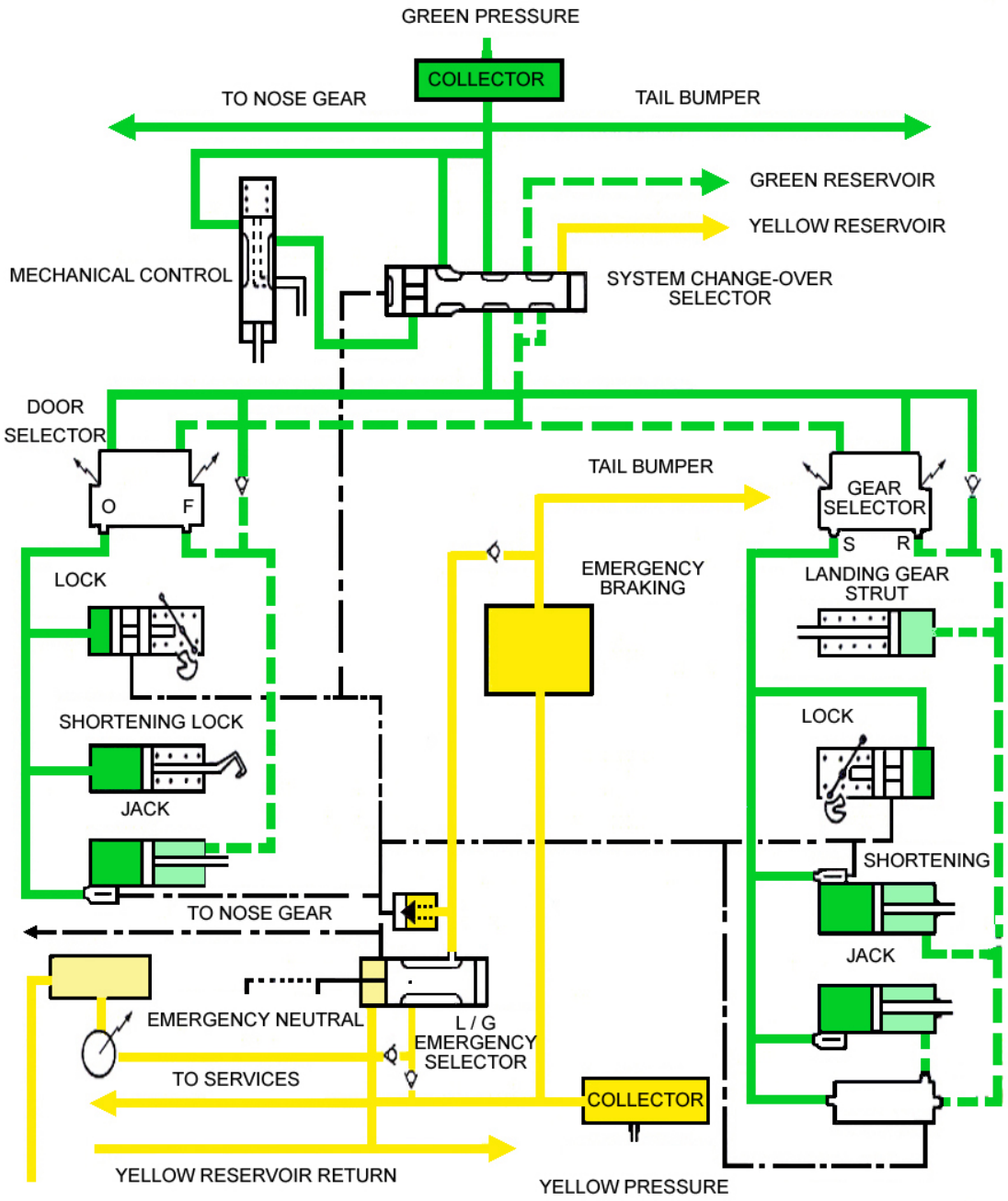


Figure 1 : Circuits hydrauliques pour les manœuvres du train atterrissage

La position up déclenche l'ouverture des portes de train qui sont maintenues ouvertes par la pression hydraulique pendant toute la séquence de rentrée. Les roues sont freinées automatiquement. Lorsque toutes les portes sont vues ouvertes[3], les conditions suivantes sont regardées :

- perpendicularité des boggies[4]
- centrage du train avant[5]

Lorsque ces conditions sont réunies, la pression hydraulique est distribuée vers les verrous de rétraction et les vérins d'aide à la rétraction[6] puis les vérins de relevage.

Durant la rentrée des trains principaux, les amortisseurs sont rétractés dans la jambe de train pour permettre leur logement dans le puits de train. Quand tous les trains sont verrouillés en position haute, la fermeture des portes est ordonnée.

Le sélecteur de train est alors remis en position neutre pour couper les alimentations électrique et hydraulique.

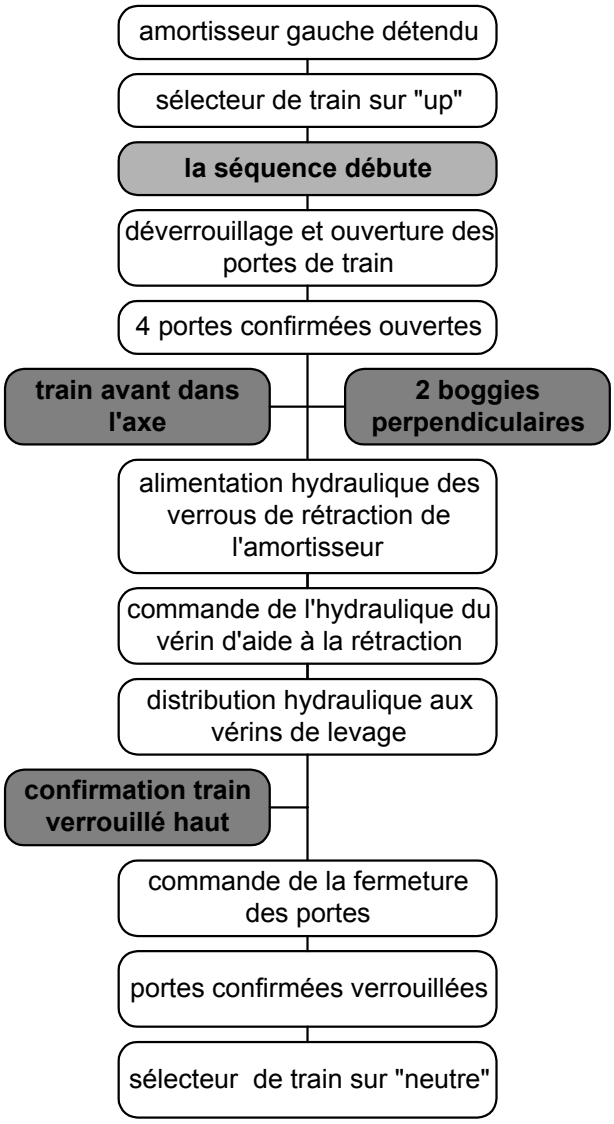


Figure 2 : Séquence d'une rentrée de train

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

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

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

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

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

1.6.2.3 Freinage

Les freins sont de marque Dunlop. Le freinage est commandé électroniquement et est actionné par la pression hydraulique du circuit Vert en fonctionnement normal.

En cas de panne sur le circuit Vert, une commutation automatique permet l'utilisation du circuit Jaune. Dans le cas d'un freinage d'urgence, seul le circuit Jaune est utilisé en liaison hydraulique directe avec les pédales de freins situées sur les palonniers.

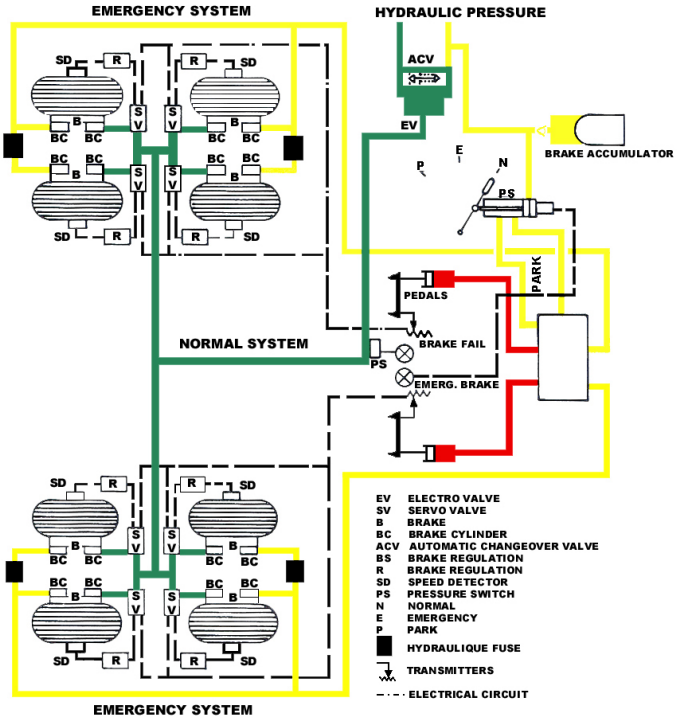


Figure 3 : Schéma synoptique du freinage des trains principaux

1.6.2.4 Déflecteurs

Les déflecteurs sont situés à l'avant de chaque train principal. Leur fonction est de dévier les projections d'eau pour qu'elles ne pénètrent pas dans les entrées d'air des moteurs. D'un poids d'environ quatre kilogrammes, ils sont fabriqués en matériau composite et en fibre de verre (pour les rendre frangibles) à l'exception des éléments de fixation au boggie.

Ces déflecteurs ont fait l'objet en 1995 d'un bulletin service optionnel (SST 32-103 du 12 janvier 1995 modifié le 28 février 1995) qui prévoit d'insérer deux câbles dans le bord d'attaque afin de retenir les morceaux de déflecteurs en cas de rupture. Air France n'a pas adopté ce bulletin service.

Figure 4 : Déflecteur d'eau

1.6.2.5 Roues et pneumatiques

Les roues sont de marque Dunlop. Les pneumatiques utilisés par Air France, de marque Goodyear, sont fabriqués aux Etats-Unis. Il n'y a plus d'utilisation de pneu rechapé depuis 1996.

Le jour de l'événement, le montage des roues et pneumatiques des trains principaux du F-BTSC était le suivant :

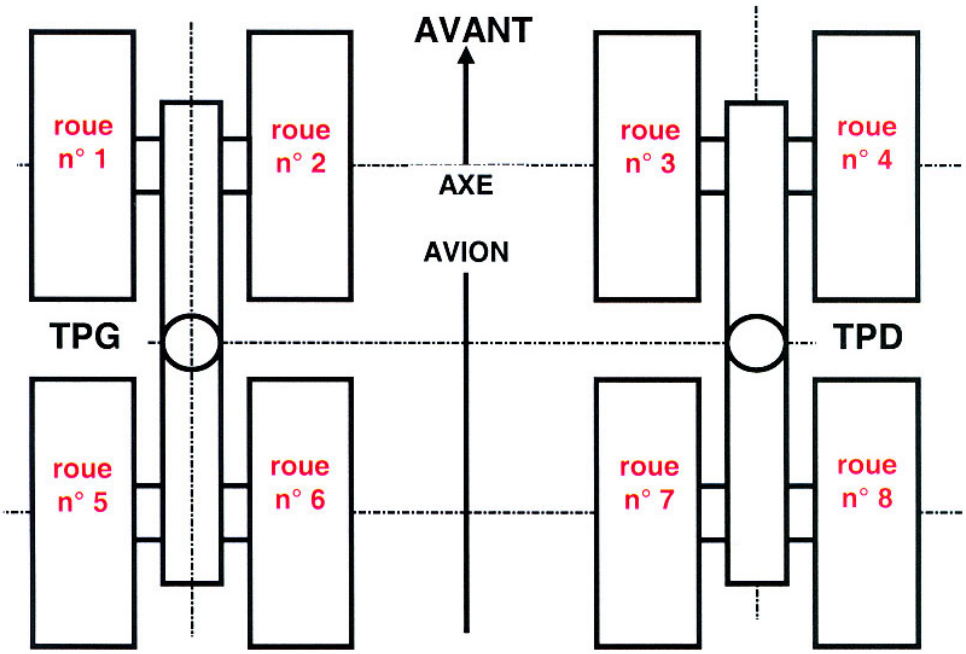


Figure 5 : Vue de dessus des trains principaux

P/N ROUE	S/N ROUE	Position avion	Date de sortie atelier	Date de montage sur l'avion	S/N PNEU	Nombre de cycles
AHA1216	**531**	**1**	**09/06/00**	**10/07/00**	**91510047**	**9**
AHA1216	**579**	**2**	**25/05/00**	**29/05/00**	**91831651**	**37**
AHA1216	594	3	10/05/00	18/05/00	91801029	45
AHA1216	500	4	17/02/00	22/06/00	91831659	23
AHA1216	**446**	**5**	**06/07/00**	**24/07/00**	**91560078**	**0**
AHA1216	**581**	**6**	**12/07/00**	**18/07/00**	**91570604**	**4**
AHA1216	518	7	22/06/00	24/06/00	91870259	19
AHA1216	591	8	04/07/00	09/07/00	91930448	9

N.B. les annotations en gras sont relatives au train principal gauche.

1.6.3 Carburant

Le signal de chacun des jaugeurs de carburant est envoyé simultanément à l'indicateur correspondant et à un totalisateur. Par conception, l'erreur sur la mesure de la quantité totale de carburant ne doit pas excéder 5 % dans des conditions de vol extrêmes, l'erreur sur la mesure de chacun des réservoirs ne doit pas excéder 2 %. La quantité de carburant

présente dans un réservoir est assimilée à la quantité lue lorsque celle-ci est différente de zéro. La rupture d'un faisceau d'alimentation électrique d'un jaugeur conduit à l'indication zéro sur l'indicateur correspondant.

Remarque : La coupure de l'alimentation électrique générale fige la dernière indication fournie par les aiguilles et masque l'indication des rouleaux par un drapeau.

La capacité des treize réservoirs est présentée dans le tableau ci-dessous. Il s'agit de capacités maximales sans surpassement des sondes de haut niveau, ce qui correspond à un remplissage effectif de l'ordre de 95 % (94 % pour le réservoir 5).

Remarque : la procédure de surplein permet d'embarquer au maximum 1 630 litres supplémentaires par rapport aux quantités mentionnées ci-dessous. Cette manœuvre ne peut se faire qu'au sol.

Fonction	Numéro	Capacité (litres)	Quantité (kg) densité = 0,792
Alimentation des moteurs	1 2 3 4	5 300 5 770 5 770 5 300	4 198 4 570 4 570 4 198
Réservoirs principaux	5 6 7 8	9 090 14 630 9 350 16 210	7 200 11 587 7 405 12 838
Réservoirs auxiliaires	5A 7A	2 810 2 810	2 225 2 225
Réservoirs de transfert (centrage)	9 10 11	14 010 15 080 13 150	11 096 11 943 10 415
Total		**119 280**	**94 470**

Avant le vol de l'accident, le complément de plein de carburant (Jet A1) avait été terminé vers 13 h 55. Un surplein de trois cents litres, correspondant à une quantité de 237 kg, avait été ajouté. Selon les témoignages recueillis, ce surplein a été effectué dans les réservoirs 1, 2, 3 et 4. La faible durée de l'attente et la température qui régnait à ce moment permettent de considérer qu'il n'y a pas eu d'évolution significative du volume du carburant avant le décollage. L'ordre de plein de l'essencier indique une masse embarquée d'environ 94 800 kg.

Remarque : la conversion des volumes de carburant en masses embarquées repose sur une densité théorique. Dans la réalité, la densité du carburant peut s'écarter légèrement de cette valeur théorique.

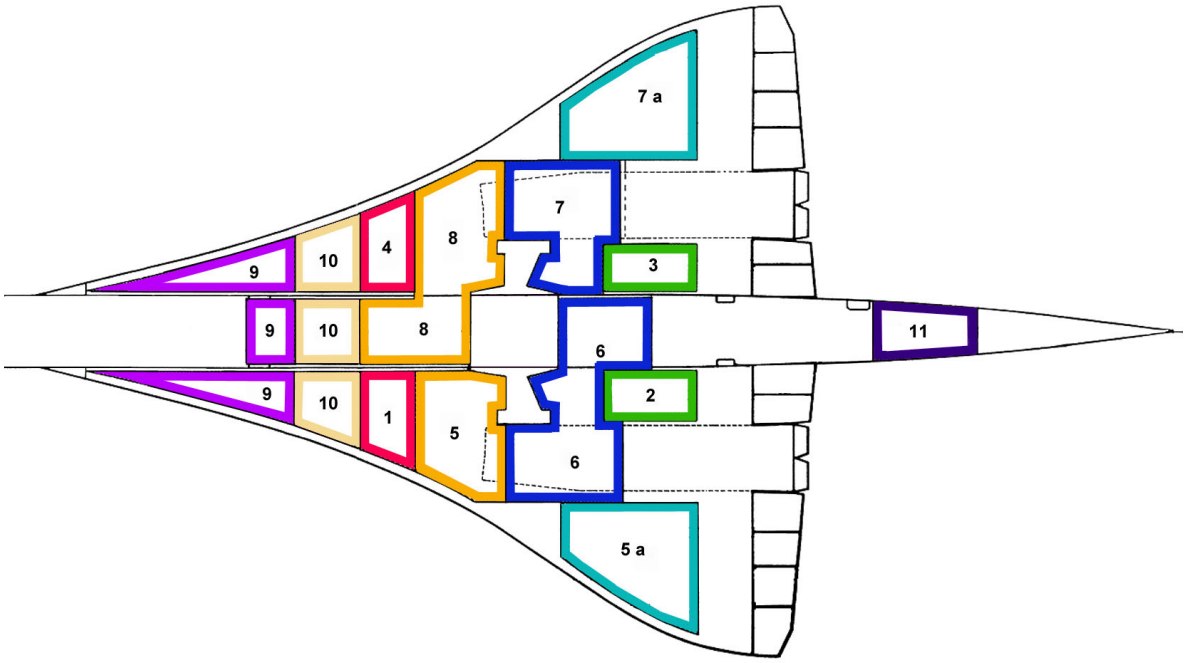


Figure 6 : Réservoirs du Concorde

1.6.4 Moteurs

1.6.4.1 Généralités

La propulsion est assurée par quatre turboréacteurs double-corps montés par paires, chacun équipé d'une réchauffe, d'une entrée d'air à section variable et de tuyères primaire et secondaire utilisées pour optimiser les performances. La réchauffe fournit 18 % de poussée supplémentaire au décollage. La tuyère secondaire permet également de fournir une poussée inversée.

- Constructeurs : Rolls Royce et SNECMA.
- Type : Olympus 593 MK 610-14-28.

	n° 1	n° 2	n° 3	n° 4
Numéro de série	CBE031	CBX115	CBE092	CBE051
Date d'installation	03/02/2000	01/08/1999	14/06/2000	23/08/1999
Heures totales	11 200	9 158	8 394	11 670
Heures depuis installation	342	576	84	576
Cycles depuis installation	106	181	28	181

Les n° 1 et n° 2 sont respectivement les moteurs extérieur et intérieur gauches, les n° 3 et n° 4 les moteurs intérieur et extérieur droits.

1.6.4.2 Mode CONTINGENCY

Le mode CONTINGENCY peut être activé manuellement ou automatiquement en cas de perte de poussée d'un moteur au décollage. Une poussée supérieure à la poussée maxi décollage peut être demandée sur les quatre moteurs. Le mode automatique est activé lorsque les trois conditions suivantes sont réunies :

- la réchauffe est activée sur n'importe quel moteur,
- le sélecteur « Take off monitor » est armé,
- le régime N2 d'un moteur passe en dessous de 58,6 %.

Le régime des trois autres moteurs augmente alors automatiquement vers une valeur pouvant atteindre environ 105 % de N2.

1.6.4.3 Coupure réchauffe

Dès que le régime N1 d'un moteur passe en dessous de 75 %, la réchauffe de ce moteur se désactive. Elle se réactive si le régime N1 repasse au-dessus de 81 %.

1.6.4.4 Protection feu

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

- un incendie autour du moteur

et/ou

- un feu de type flamme torche autour de la chambre de combustion.

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

Les deux boucles doivent détecter le défaut simultanément[7] pour déclencher l'alarme FEU REACTEUR. Celle-ci est matérialisée par l'allumage d'un voyant rouge clignotant sur la poignée coupe-feu du moteur concerné et l'émission d'une alarme sonore (sonnerie), puis par un gong et l'allumage du voyant rouge ENGINE correspondant sur le panneau d'alarmes principal (MWS).

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

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

Les extincteurs à double tête sont actionnés au moyen de deux boutons-poussoirs (deux percussions) situés derrière la poignée coupe-feu. La percussion d'un extincteur entraîne la fermeture d'une vanne sur l'écoulement d'air refroidisseur allant vers les échangeurs primaire et secondaire de conditionnement d'air du réacteur concerné.

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

7 Le constructeur a indiqué que le temps de détection mesuré lors d'essais était de cinq à sept secondes pour une exigence réglementaire de trente secondes.

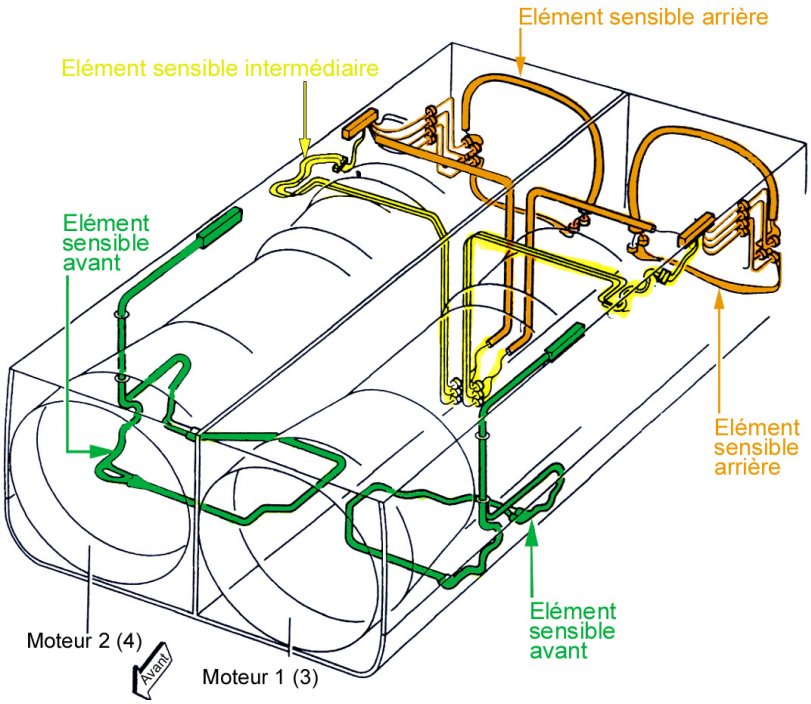


Figure 7 : Schéma du système de détection feu

N.B. : chaque élément sensible intègre les deux boucles de détection

1.6.4.5 Maintenance des moteurs

Chaque réacteur est composé de douze modules dont l'entretien est assuré selon le cas par Air France, par SNECMA Services ou par GEAES. L'assemblage final est réalisé par GEAES. Les tâches peuvent être de trois natures : inspection visuelle, réparation partielle, réparation importante basée sur le manuel d'entretien Olympus.

Le relevé par l'OMN en croisière supersonique de paramètres tels que l'EGT et le FF permet de surveiller le fonctionnement des moteurs. Ces relevés sur les vols précédant l'accident ne font pas apparaître de dysfonctionnement.

1.6.5 Masse et centrage

1.6.5.1 Masse

Les masses figurant dans le premier tableau ci-après sont celles qui avaient été saisies par le chef avion pour établir l'état de charge prévisionnel puis définitif. Le second tableau indique les masses déterminées par l'enquête, en tenant compte du chargement réel de l'avion, de la consommation probable au roulage et des différentes façons d'évaluer la masse forfaitaire des passagers[8].

8 On ne peut en pratique jamais connaître avec exactitude la masse réelle d'un avion, du fait notamment de l'utilisation de masses forfaitaires.

Masses informatisées (kg)	Phase Prévisionnelle	Masse au roulage	Masse au décollage
Masse de base corrigée	81 560	81 560	81 560
Bagages	1 651	2 131	2 131
Carburant dont roulage	95 400 2 000	94 936 2 000	92 936
Passagers (3)	8 253	8 253	8 253
EIC	0	0	0
Total masse	186 864	186 880	184 880

Masses estimées ou reportées (kg)		Phase Prévisionnelle	Masse au roulage	Masse au décollage
Masse de base corrigée		81 560	81 560	81 560
Bagages		1 651	2 525 (1)	2 525 (1)
Carburant		39 730 (pré-plein)	94 853	93 853 (2)
Passagers	(3) (4)	8 253 7 759	8 253 7 759	8 253 7 759
EIC	(5)	60	60	60
Total masse	(3) (4)		187 251 186 757	186 251 185 757

(1) Il y avait 122 bagages embarqués, d'une masse moyenne estimée à 20,7 kg chacun, soit un total de 2 525 kg. Dix-neuf bagages embarqués n'ayant pas été pris en compte, seuls 103 bagages apparaissaient dans l'état de charge (voir § 1.16.2).

(2) En considérant que l'avion a consommé une tonne de carburant au roulage.

(3) En appliquant le forfait passager : un adulte = 84 kg, un enfant = 35 kg.

(4) En appliquant le forfait passager « hommes et femmes » : un homme = 88 kg, une femme = 70 kg, un enfant = 35 kg.

Remarque : pour les vols charters vacances, il est également possible d'utiliser un forfait de 76 kg par passager.

(5) Les EIC correspondent aux journaux et revues embarqués.

La masse structurale maximale au décollage étant de 185 070 kg, il apparaît que l'avion était en légère surcharge au décollage, quelles que soient les hypothèses de calcul retenues.

1.6.5.2 Centrage

1.6.5.2.1 Centrage établi à la préparation du vol

Le centrage indiqué sur l'état de charge définitif vaut 52,3 % en Zero Fuel et 54,2 % au roulage avec le carburant. Ce centrage correspond aux données du premier tableau du paragraphe précédent.

Pour un décollage à la masse de 184 880 kg, le centrage doit être de 54,0 %. A partir des abaques de centrage, on voit que pour passer de 54,2 à 54,0 %, à une masse proche de

la masse maximale, un transfert de carburant d'environ sept cents kilos est nécessaire depuis le réservoir 11.

1.6.5.2.2 Centrage établi à partir des données de l'enquête

En fonction des données du second tableau du paragraphe précédent, le calcul par abaques effectué par le BEA indique que le centrage réel le plus probable était de 52,4 % en Zéro Fuel et de 54,25 % au roulage avec le carburant.

Pour un décollage à la masse de 185 757 kg, on trouve par extrapolation des abaques que le centrage doit également être de 54,0 % et qu'un transfert de carburant d'environ huit cents kilos depuis le réservoir 11 est nécessaire pour passer de 54,25 à 54,0 %.

Remarque : une alarme avertit l'équipage si le centrage de l'avion est en dehors des limites de centrage avant ou arrière.

1.6.6 Performances au décollage

Les paramètres suivants seront utilisés pour les calculs de performance :

- un QNH de 1 008 hPa
- une température de 19 °C
- une piste sèche, pente nulle
- un centrage de 54 %

Le manuel de vol donne les masses structurales maximales suivantes :

- au roulage 186 880 kg
- au décollage 185 070 kg

Les relevés de vent aux différents points de mesure faisant état de vent variable très faible, les calculs seront effectués avec un vent calme.

Remarque : le bilan des limitations décollage fait apparaître avec un vent effectif nul une masse « maximale performance » de 186,7 tonnes. Avec cette masse et les vitesses associées (V1, VR, V2), deux limitations, la limitation second segment et la limitation pneu, sont à prendre en compte. En augmentant la vitesse de l'avion au roulement au décollage la limitation second segment est repoussée, mais cette vitesse est limitée par les contraintes imposées aux pneus.

A la masse structurale maximale au décollage, les calculs donnent les valeurs suivantes :

- V1 : comprise entre 139 et 162 kt (l'équipage avait retenu 150 kt)
- VR : 199 kt
- V2 : 220 kt (1,125 VZRC)
- Assiette trois moteurs : 12,9°

Remarque : la vitesse de 150 kt est un compromis des limitations entre la distance de décollage (passage des 35 ft) et la distance d'accélération-arrêt. Le manuel d'exploitation Air France recommande de retenir la valeur de V1 en milieu de plage.

Le manuel de vol donne les vitesses de taux de montée nul :

V_{ZRC} (kt) 185 t	3 moteurs	2 moteurs
train rentré	193	262
train sorti	205	> 300

Remarque : cette notion de V_{ZRC} est très importante pour Concorde. Il s'agit de la vitesse de second régime qui permet de rester en palier à pente nulle. Sur le diagramme poussée/vitesse, la V_{ZRC} se situe à l'intersection des courbes de poussée utile et des courbes de poussée nécessaire. Ces points correspondent à des équilibres instables.

Vitesses minimales de contrôle sol et air :

- VMCA = VMCG = 132 kt sur trois moteurs
- VMCA = VMCG = 157 kt sur deux moteurs

Pour une V1 de 150 kt :

- Distance de roulement au décollage = 3 370 m
- Distance de décollage = 3 700 m

Remarque : il s'agit de distances réglementaires prenant en compte la panne d'un moteur.

Le modèle avion permet d'effectuer une simulation avec les paramètres précédents et un appareil en fonctionnement nominal avec quatre moteurs en fonctionnement. Comme il n'est pas possible de connaître exactement la masse au lâcher des freins (par exemple à cause de la prise en compte de masses forfaitaires), la masse maximale au décollage (185,07 t) sera retenue comme base de calcul.

Les résultats de cette simulation sont les suivants (valeurs arrondies) :

- V1 est atteinte 1 150 m, ou 33 s, après le lâcher des freins
- VR est atteinte 2 070 m, ou 43 s, après le lâcher des freins
- V2 est atteinte 2 700 m, ou 48 s, après le lâcher des freins
- les roues quittent le sol 2 600 m après le lâcher des freins
- la distance de passage des 35 pieds est de 2 950 m.

Pour toutes ces valeurs, l'influence d'une augmentation de masse d'une tonne a été examinée, elle est de 0,5 %, ce qui est négligeable.

Pour un vent arrière de huit nœuds, la masse au décollage est réduite à 180 300 kg en raison d'une limitation vitesse pneumatique.

Remarque : pour le vol de l'accident, on retrouve les valeurs de distance et de temps pour V1. Les autres valeurs sont naturellement différentes puisque l'avion n'avait plus ses quatre moteurs en fonctionnement nominal.

1.6.7 Systèmes avion

1.6.7.1 Commandes de vol

Il existe trois groupes de commandes de vol, relatifs respectivement à la direction[9] (rudder), aux élevons internes (inner), aux élevons médians et externes (median and outer).

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

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

1.6.7.2 Conditionnement d'air

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

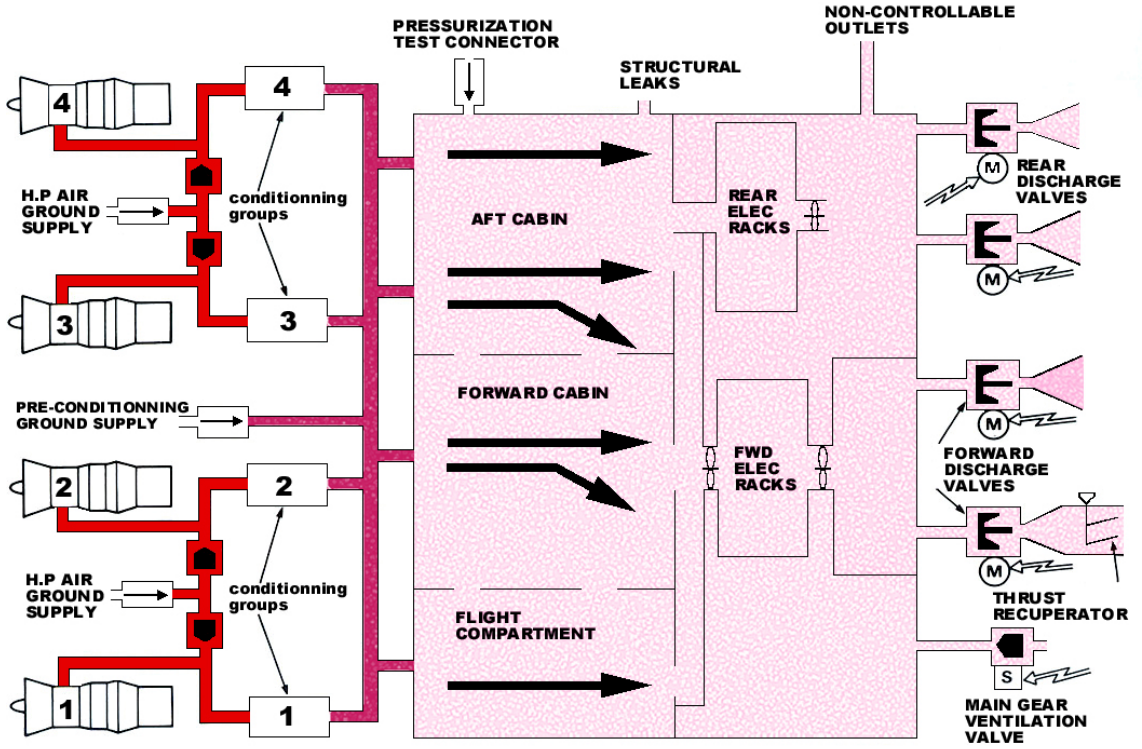


Figure 8 : Schéma du conditionnement d'air

9 Il existe deux gouvernes de direction indépendantes.

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

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

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

1.6.7.3 Avertisseur de proximité du sol

Le GPWS équipant le F-BTSC était un Sunstrand « Mark 1 » avec cinq modes de fonctionnement.

L'alarme GPWS identifiée dans le CVR est celle du mode 3 qui se déclenche lorsque les trois conditions suivantes sont remplies :

- nez $\leq$ 12,5°,
- hauteur radiosonde > 50 pieds,
- perte d'altitude barométrique (vario) supérieure à celle définie par un domaine fonction de la hauteur radioaltimètre.

1.7 Conditions météorologiques

1.7.1 Situation générale à 12 heures

1.7.1.1 En altitude

Au niveau 500 hPa (environ 5 500 m), une dépression associée à une poche d'air froid (température < -16 °C) est centrée sur le golfe de Gascogne. Elle se déplace du sud-ouest vers le nord-est et va toucher la région parisienne en cours de nuit. Elle est en phase avec la traîne de la perturbation présente sur le sud-ouest du pays.

L'analyse de la situation météorologique à 12 heures, effectuée par le modèle Aladin de Météo-France, avec une maille de 0,1°, aux hauteurs de 100, 200 et 500 m au-dessus du relief, montre une petite cellule anticyclonique centrée sur la Seine-et-Marne, qui se déplace vers le nord-est aux échéances prévues à 15 et 18 heures. Cette cellule va entretenir, en raison de ses positions successives, un flux d'est faible sur toute la région parisienne durant l'après-midi.

1.7.1.2 Au sol

Une vaste zone de basses pressions, axée de la Corogne à Leningrad, est le lieu de passage d'une succession de perturbations d'origine atlantique. Celle qui intéresse la France à 12 heures est sur le Poitou et l'Auvergne et se déplace vers le nord-est. A l'avant de son front chaud, dans l'air frais et humide laissé par la perturbation de la veille, la nébulosité est essentiellement constituée de cumulus et de strato-cumulus sans grand développement vertical.

Cette zone de liaison légèrement subsidente est à faible gradient de pression. En conséquence, elle donne des vents variables, inférieurs à 10 kt et localement nuls.

1.7.2 Situation sur l'aérodrome

Après la dissipation des brumes matinales vers 10 heures, l'évolution diurne des températures donne des visibilités et hauteurs de plafond qui n'engendrent plus de contraintes sur l'exploitation de la plate-forme.

A 14 h 42 le vent moyen au seuil de piste 26 est au 090° / 04 kt.

A 14 h 43, la visibilité est de 15 km, le ciel est très nuageux par 2/8 Cu à 540 m, 2/8 Cu à 720 m et 5/8 Sc à 1 020 mètres. La température est de 19 °C et l'humidité de 74 %. Le vent moyen au seuil de piste 26 est de 090°/3 kt et de 320°/3 kt pour le seuil 08.

A 14 h 44, le vent moyen au seuil de piste 26 est de 020°/3 kt et de 300° / 3 kt pour le seuil 08.

Entre 14 et 15 h, le vent oscille à ces deux seuils entre 0 et 9 kt en force et entre 300° et 170° par le nord en direction.

Remarque : les mesures de vent sont prises toutes les demi-secondes et moyennées sur deux minutes.

La piste est sèche.

1.7.3 Documents fournis à l'équipage

Le dossier météorologique fourni à l'équipage est constitué de cartes de vents et de températures prévus aux niveaux de vol 300, 390 et 530 aux échéances 12 et 18 heures, de deux cartes TEMSI sur l'Atlantique Nord entre les niveaux de vol 250 et 630 aux mêmes échéances et d'une liste de TAF, METAR et SIGMET valides pour les aérodromes de destination et de déroutement.

1.8 Aides à la navigation

Sans objet.

1.9 Télécommunications

1.9.1 Trajectoire radar

Pour une analyse plus fine de la position de l'aéronef sur la piste, une trajectoire a été établie à partir des données du système AVISO, système de numérisation des données analogiques du radar sol à Paris Charles de Gaulle.

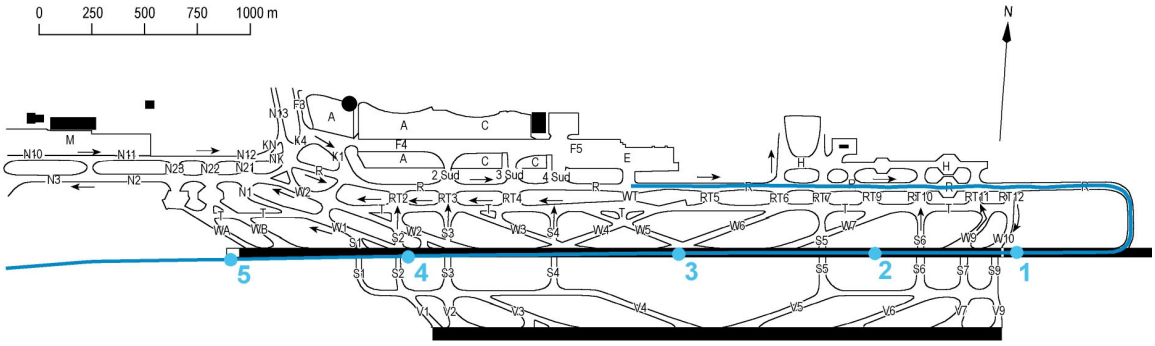


Figure 9 : Trajectoire du F-BTSC d'après les données AVISO

N.B. : les numéros figurant sur la trajectoire renvoient au chapitre 1.11.3.

1.9.2 Radiocommunications

Le vol AFR 4590 a contacté successivement les fréquences suivantes :

- ATIS sur 126,175 MHz
- Prévol sur 126, 65 MHz
- Trafic sur 123,6 MHz
- Sol sur 121,8 et 121,975 MHz
- Loc Sud sur 120,9 MHz

Les communications pertinentes sont mentionnées ci-dessous.

1.9.2.1 ATIS

Dans l'information « X Ray » de 12 h 10, on note :

- Décollage pistes 27 et 26 droite
- Piste 27 LDA 2 630 mètres
- TORA 2 900 mètres
- ASDA 2 900 mètres
- TODA 2 900 mètres
- Vent 350° / 7 kt
- Température 16 °C
- QNH 1008 hPa

Dans l'information « Yankee » de 13 h 50, on note :

- Décollage pistes 27 et 26 droite,
- Piste 27 LDA 2 630 mètres

- TORA 2 900 mètres
- ASDA 2 900 mètres
- TODA 2 900 mètres
- Vent 010° / 4 kt
- Température 19 °C
- QNH 1008 hPa

1.9.2.2 Fréquence Prévol

A 13 h 58, l'AFR 4590 demande *« Concorde pour New York en Echo 26 il nous faudrait la 26 droite sur toute sa longueur ».*

A 14 h 07, le contrôleur confirme *« …prévoyez la 26 droite* … », l'AFR 4590 collationne « s*ur la 26 droite … ».*

1.9.2.3 Fréquence Sol

A 14 h 34, le contrôleur transmet *« Air France 45 90, bonjour, roulez pour le point d'arrêt 26 droite par Roméo »* puis précise *« … vous voulez Whisky 10 ou vous voulez la voie Roméo* ». l'AFR 4590 confirme « *il nous faut toute la piste ».* Le contrôleur répond « *OK donc vous roulez pour Roméo, Air France 45 90 ».* L'information est collationnée.

1.9.2.4 Fréquence Loc Sud

A 14 h 40 min 01 s, le contrôleur transmet *« 45 90 alignez-vous 26 droite »*, l'AFR 4590 répond *« on s'aligne et on maintient sur la 26 droite, 45 90 »*.

A 14 h 42 min 17 s, le contrôleur indique « *45 90 piste 26 droite vent 090 8 kt autorisé décollage »* , l'AFR 4590 répond *« 45 90 décolle 26 droite ».*

A 14 h 43 min 13 s, le contrôleur signale *« … 45 90 vous avez des flammes … vous avez des flammes derrière vous ».* L'AFR 4590 collationne.

A 14 h 43 min 28 s, une information dont l'origine n'a pas pu être identifiée est entendue sur la fréquence *« ça brûle bien et j'suis pas sûr que ça vienne du moteur »*.

A 14 h 43 min 31 s, le contrôleur confirme « *45 90 vous avez de fortes flammes derrière vous* » et il poursuit *« … à votre convenance vous avez la priorité pour le retour sur le terrain ».* L'AFR 4590 collationne les deux informations.

A 14 h 44 min 05 s, le contrôleur transmet *« Pompier Leader le Concorde euh … je ne connais pas ses intentions, mettez-vous en position près du doublet Sud »* puis *« Pompier Leader correction le Concorde retourne sur la piste 09 en sens inverse ».* L'AFR 4590 précise *« négatif on essaye Le Bourg… ».*

A 14 h 45 min 10 s, le contrôleur indique au Pompier Leader *« Le Concorde s'est écrasé près du Bourget Pompier Leader ».*

A 14 h 46 min 09 s, le contrôleur annonce *« Pour tous les avions à l'écoute je vous rappelle un instant on va reprendre nos esprits et on va reprendre les décollages ».*

A 14 h 55 min 47 s, un avion informe le contrôleur *« … il y a de la fumée sur la piste 26 droite, il y a quelque chose qui brûle apparemment pour info ».*

A 14 h 57, un véhicule de piste (Flyco 9) signale au contrôleur *« il y a du pneu »* puis *« des débris de pneu qui sont en train de brûler ».*

1.10 Renseignements sur l'aérodrome

1.10.1 Généralités

L'aérodrome de Paris Charles de Gaulle disposait le 25 juillet 2000 d'une piste nord 09/27 et d'un doublet sud 08/26. La piste nord, en travaux du 15 juin au 17 août 2000, avait une longueur disponible ramenée durant cette période de 3 600 à 2 700 m, sa largeur étant constante à 45 mètres.

La piste 08L/26R (26 droite), orienté 088° / 268°, a une longueur de 4 215 m et une largeur de 45 mètres. La piste 08R/26L a une longueur de 2 700 m et une largeur de 60 mètres.

La piste 26 droite est constituée d'un enrobé sur six cents mètres puis de dalles de béton de 7,5 m de côté ; son seuil a une altitude de 312 pieds.

Le jour de l'accident, seule la piste 26 gauche disposait d'une manche à air située près de l'antenne GLIDE de l'ILS, soit à environ mille mètres du seuil de la piste 26 droite.

L'aérodrome dispose de deux centres de lutte contre l'incendie, un SSIS nord et un SSIS sud. Chaque centre est à même de mobiliser les moyens requis pour un aéroport de catégorie 9 tel Paris Charles de Gaulle.

Le contrôleur en poste à la tour sud délivre les informations de vent moyenné et instantané qui sont affichées sur un écran situé sur sa position de contrôle.

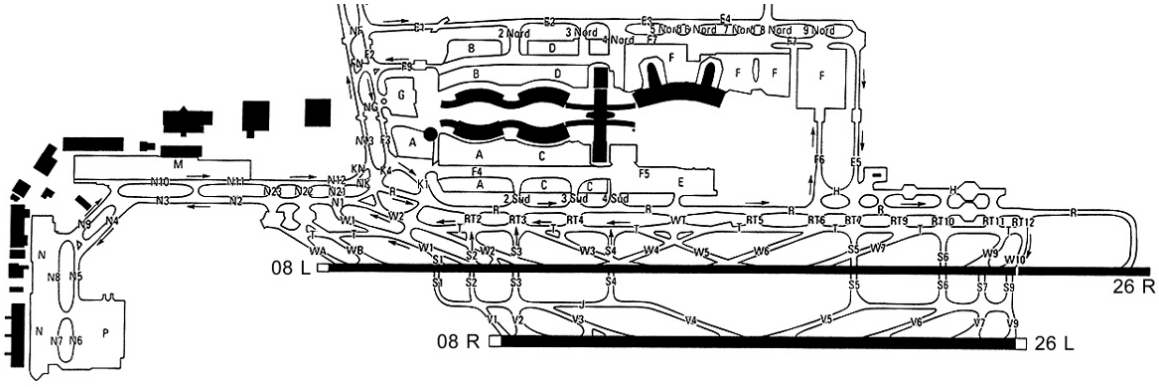


Figure 10 : Doublet sud de Paris Charles de Gaulle

1.10.2 Inspections de piste

1.10.2.1 Réglementation

A l'époque de l'accident, il n'existait pas de réglementation nationale pour la surveillance de l'état de l'aire de mouvement[10] des aérodromes français, telle qu'elle découle des normes et pratiques recommandées de l'Annexe 14 à la Convention de Chicago.

Pour un aérodrome de l'importance de Paris Charles de Gaulle, l'Annexe 14 recommande d'effectuer des inspections au moins deux fois par jour pour surveiller l'état de l'aire de mouvement, et de communiquer sur des questions intéressant l'exploitation ou influant sur les performances des aéronefs.

Le manuel OACI des services d'aéroport, édition de 1983, 8e partie - Exploitation, et celui sur les systèmes de guidage et de contrôle de la circulation de surface (SMGCS) contiennent également des éléments indicatifs sur les inspections quotidiennes de l'aire de mouvement.

La note 10/AD/98 d'Aéroports de Paris prévoit trois inspections quotidiennes en plus de l'inspection balisage : avant 7 h 00, vers 14 h 00 et vers 21 h 00 locales.

1.10.2.2 Les inspections du 25 juillet 2000

Le 25 juillet vers 4 h 30[11], une inspection de la piste a été réalisée en deux passages par un flyco du contrôle de piste. Rien n'a été signalé.

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

Entre 14 h 35 et 15 h 10, un exercice avec plusieurs véhicules de pompiers s'est déroulé sur les pistes 26 droite et 26 gauche. Cet exercice avait pour but de procéder à des essais chronométrés d'intervention aux seuils des pistes du doublet sud. Compte tenu de l'exercice, l'inspection de piste prévue vers 15 h 00 (soit 13 h 00 UTC) a été reportée. Elle n'avait pas été effectuée au moment du décollage du Concorde.

1.11 Enregistreurs de bord

1.11.1 Types d'enregistreurs et opérations de lecture

Deux enregistreurs de vol réglementaires étaient embarqués à bord du F-BTSC, ainsi qu'un enregistreur à accès rapide (QAR). Tous trois ont été exploités pour les besoins de l'enquête.

Les enregistreurs de vol ont été retrouvés sur le site par un enquêteur technique quatre heures après l'accident. Leur récupération a été effectuée dès que les conditions sur le site l'ont permis. Placés sous scellés, ils ont été apportés au BEA par deux OPJ.

10 Aire de mouvement : partie d'un aérodrome qui est utilisée pour les décollages, les atterrissages, la circulation en surface et le stationnement des aéronefs. Elle comprend l'aire de manœuvre et les aires de trafic.

11 Les heures de ce paragraphe sont des heures locales.

1.11.1.1 Enregistreur phonique (CVR)

L'enregistreur phonique, d'une durée d'enregistrement de trente minutes, avait les références suivantes :

- Marque : Fairchild
- Numéro de type : 93-A100-83
- Numéro de série : illisible

Les opérations d'ouverture de l'enregistreur, de lecture et de copie de l'enregistrement ont été effectuées dans la nuit du 25 au 26 juillet.

Le boîtier extérieur du CVR présentait des traces d'exposition au feu et des déformations dues à des chocs. Le numéro de série n'était pas lisible du fait des traces laissées par l'exposition au feu. Néanmoins, la protection thermique de l'enregistreur avait joué son rôle et la bande a été retrouvée intacte à l'intérieur du boîtier protégé.

Dans les jours qui ont suivi, une transcription de la durée totale de l'enregistrement a été effectuée. La validation de l'identification des voix des membres de l'équipage a été faite avec des pilotes de la Division de vol Concorde d'Air France. Les écoutes se sont ensuite limitées aux membres de certains des groupes mis en place pour l'enquête, ainsi qu'à des membres de la Commission d'Enquête.

1.11.1.2 Enregistreur de paramètres (FDR)

L'enregistreur de paramètres, à bande magnétique d'une durée d'enregistrement de vingt-cinq heures, avait les références suivantes :

- Marque : Sundstrand
- Numéro de type : 981-6009-011
- Numéro de série : 3295

L'équipement qui sert à la lecture de ce type d'enregistreur au BEA étant momentanément indisponible, et conformément à la convention de coopération entre les deux organismes, l'enregistreur a été conduit par un OPJ au Centre d'Essais en Vol à Brétigny. Les opérations d'ouverture y ont été effectuées dans la nuit du 25 au 26 juillet, en présence de deux enquêteurs techniques.

Le boîtier extérieur du FDR était endommagé par des chocs et présentait des traces d'exposition au feu. Après ouverture du boîtier protégé, les constatations suivantes ont été effectuées :

- le mécanisme de défilement de la bande était en bon état apparent,
- la bande était en position, non collée sur les têtes de lecture et d'écriture,
- il y avait des traces noires sur la bande et les différents mécanismes,
- les câbles des têtes de lecture et d'écriture étaient pincés au niveau du joint du boîtier protégé, des traces noires étaient visibles à cet endroit à l'intérieur du capot.

La bande, après avoir été extraite, a été nettoyée à l'alcool éthylique dénaturé. Elle a été consolidée à un endroit où un début de déchirure avait été constaté.

La lecture de la totalité de la bande, avec en simultané une synchronisation du signal lu, a été effectuée à l'aide d'un lecteur de bande extraite ou IAE (Incident Analysis Equipment) de marque Sundstrand (PN 960-0145-002).

Du fait de l'état de la bande, la lecture de l'enregistrement était de qualité moyenne, ce qui a généré un certain nombre de pertes de synchronisation du signal. Cette première lecture a permis d'effectuer une analyse préliminaire, mais il a été décidé de rechercher en parallèle une information de meilleure qualité, soit par la lecture du QAR, soit par une nouvelle lecture de la bande du FDR avec numérisation du signal pour en affiner la synchronisation au moyen d'algorithmes adaptés à un signal de mauvaise qualité.

1.11.1.3 QAR

L'enregistreur à accès rapide avait les références suivantes :

- Marque : Dassault
- Modèle : EQAR F6217
- Numéro de type : 1374-100-000
- Numéro de série : 290

Le QAR est un enregistreur non protégé. Il contient une copie des données du FDR sur disque magnéto-optique et est utilisé par Air France pour l'analyse des vols. Le système d'écriture sur ce disque utilise trois mémoires tampons dont le rôle est de conserver les données envoyées par le Flight Data Acquisition Unit (FDAU) jusqu'à ce que les conditions de vibrations détectées par un accéléromètre interne au QAR soient favorables à une écriture sur le disque. Ce sont des mémoires volatiles, qui doivent rester alimentées pour que l'information qu'elles contiennent soit conservée.

Les opérations d'extraction des données ont été effectuées les 1er et 2 août dans les locaux de Thomson CSF, constructeur du QAR, en présence d'un expert judiciaire et d'un enquêteur du BEA.

Le boîtier du QAR était écrasé et le disque magnéto-optique déformé. La carte sur laquelle se trouvaient les mémoires, visible au travers du capotage à moitié arraché, semblait être en bon état. Il a donc été décidé de concentrer les travaux sur cette carte. Deux des trois mémoires avaient été arrachées lors de l'impact. La troisième était toujours en place et alimentée.

Des essais ont d'abord été effectués sur des cartes témoins afin de définir une méthode d'extraction, cette opération n'ayant jamais été réalisée. La méthode a consisté à connecter à la mémoire une alimentation en parallèle, de manière à pouvoir la déplacer de sa carte vers une carte réceptrice. Au préalable, une suite ininterrompue de zéros avait été écrite sur les deux autres mémoires de la carte réceptrice.

Le contenu de la troisième mémoire a pu ainsi être lu et une copie du disque a été remise au BEA. Après exploitation, il est apparu que les données du vol de l'accident se trouvaient sur la seule des trois mémoires qui était restée alimentée. La qualité de l'enregistrement, du fait de la technologie employée, était excellente et ne présentait aucune désynchronisation. Il n'était donc pas nécessaire d'essayer de lire le disque magnéto-optique ni de procéder à de nouveaux travaux d'acquisition du signal de la bande du FDR.

1.11.2 L'enregistrement phonique

1.11.2.1 Exploitation du CVR

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

Les quatre pistes sont composées des enregistrements :

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

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

1.11.2.1.1 Base de temps

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

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

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

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

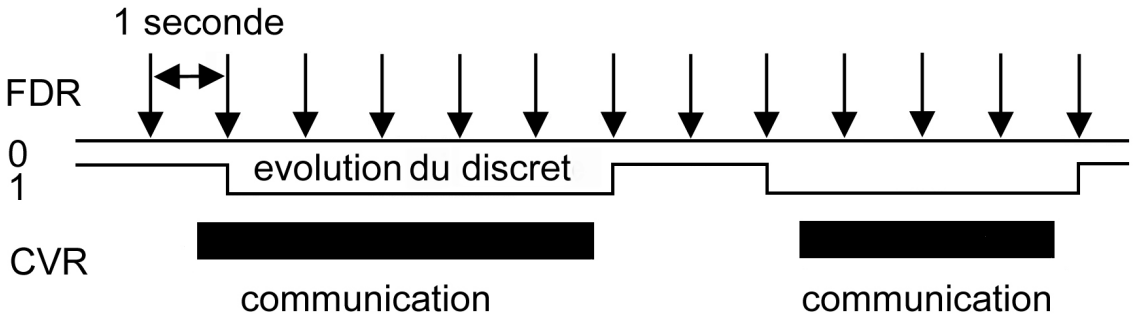


Figure 11 : Synchronisation

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

1.11.2.1.2 Logiciels utilisés

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

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

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

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

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

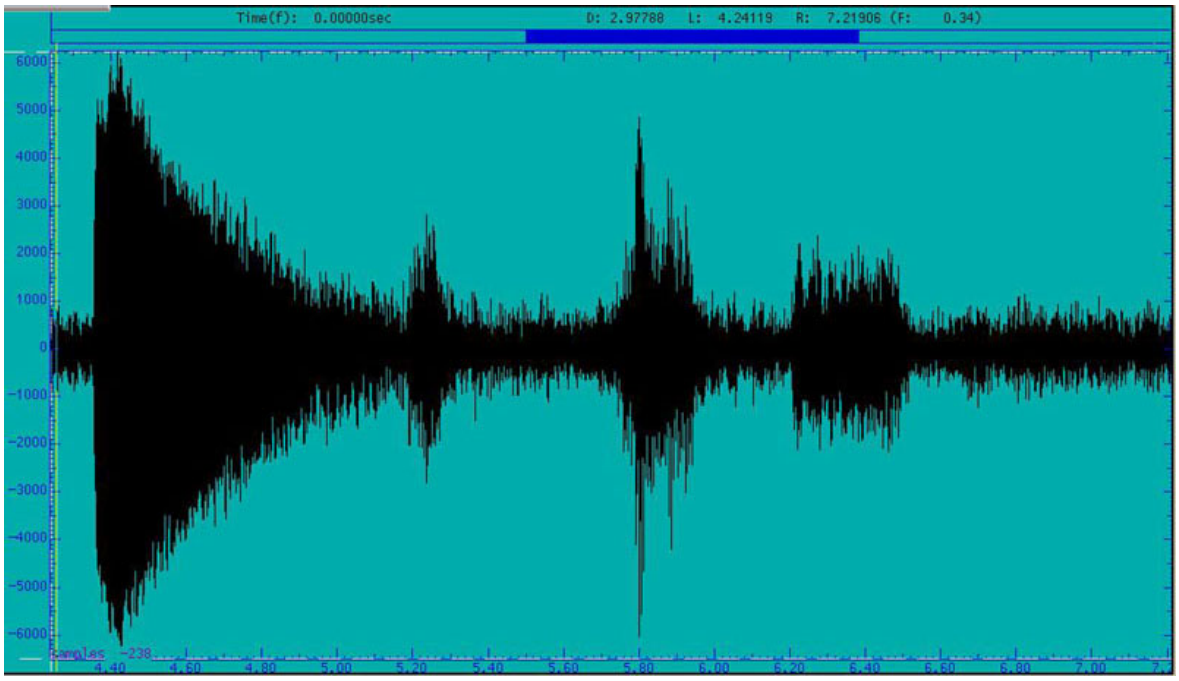


Figure 12 : Représentation temporelle d'un signal

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

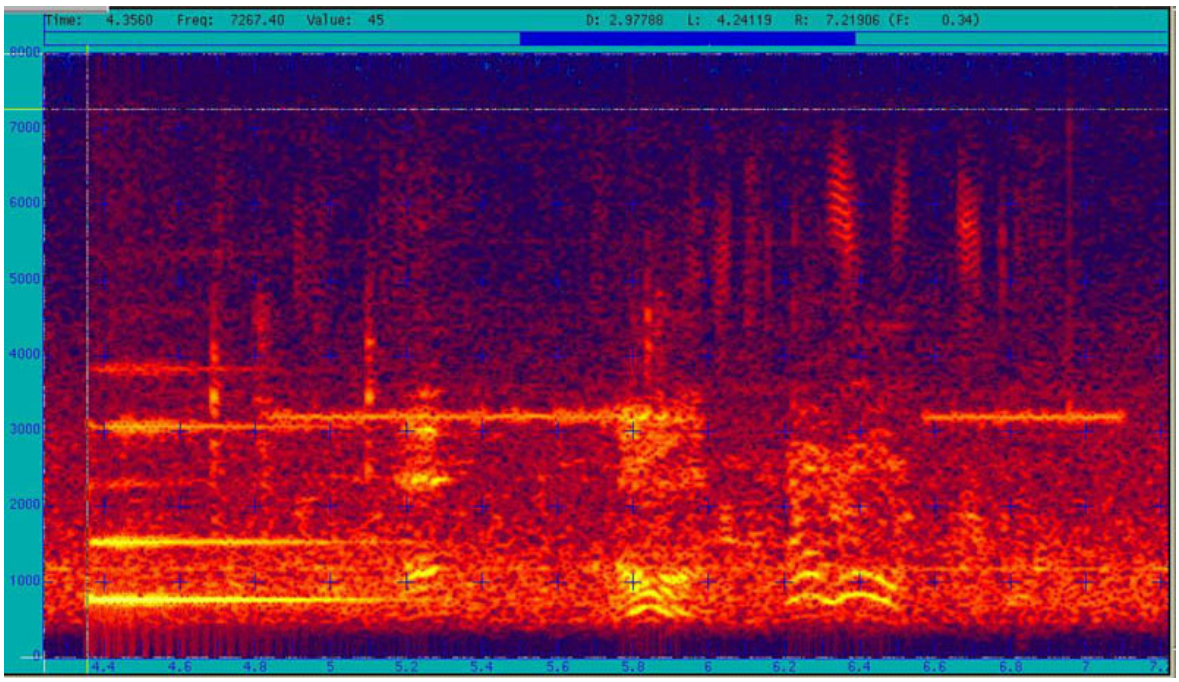


Figure 13 : Représentation temps-fréquence d'un signal

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

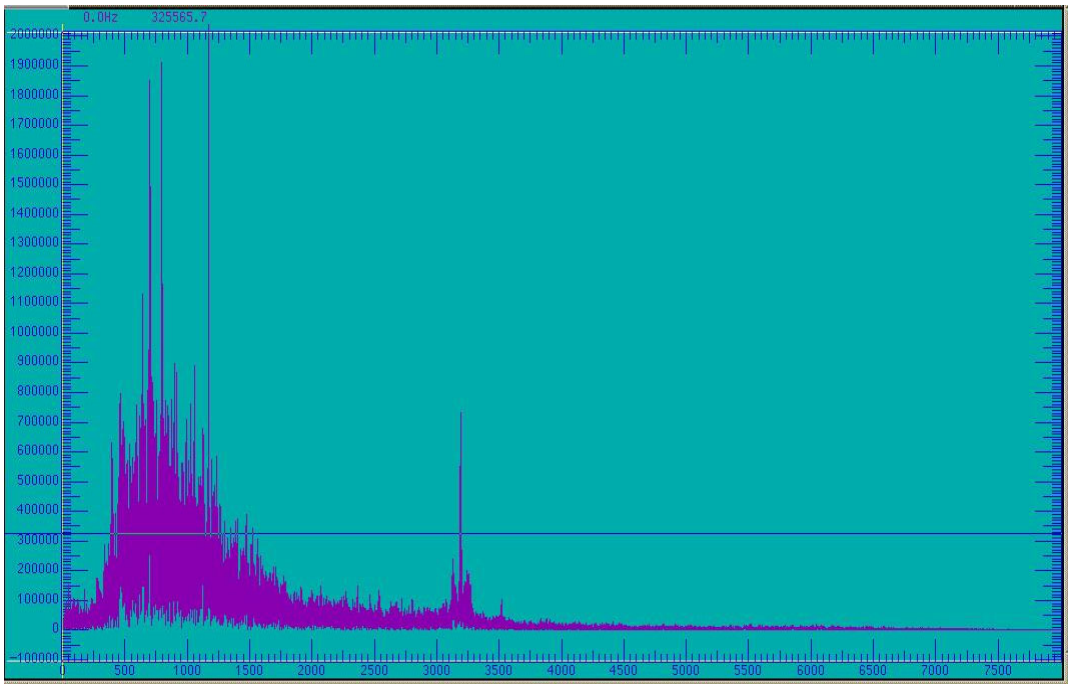


Figure 14 : Représentation fréquentielle d'un signal

1.11.2.2 Transcription de l'enregistrement

La méthode employée pour transcrire l'enregistrement consiste à reproduire fidèlement, presque phonétiquement, ce que l'on entend, sans interprétation ni extrapolation. Cependant, la connaissance des procédures et des termes techniques couramment employés est parfois d'une grande aide pour la compréhension de certains mots ou bouts de phrases. C'est pourquoi plusieurs navigants qui connaissaient les voix des membres de l'équipage, le bruit ambiant d'un poste de Concorde et les diverses alarmes ont été associés à ce travail. De plus un filtrage adapté au bruit de fond de la partie vol et permettant de réduire le bruit de fond parasite a été employé pour améliorer l'intelligibilité de l'enregistrement.

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

14 h 39 min 04 s, commandant de bord *« alors c'est un décollage à la masse maxi décollage cent quatre-vingt-cinq tonnes cent ce qui fait quatre réchauffes avec un N2 mini de cent trois et un N2 de panne de quatre-vingt-dix-huit »*, *« entre zéro et cent nœuds je stoppe pour toute alarme sonore le flash tyre »*, *« le flash tyre et l'annonce panne de ta part hein »*, *« entre cent nœuds et V1 j'ignore le gong je stoppe pour le feu réacteur le flash tyre et l'annonce panne »*, *« après V1 on continue la trajectoire sortie officielle on vient d'en parler on se repose en vingt-six droite »*.

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

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

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

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

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

14 h 43 min 03,7 s, OPL *« V1 ».*

Remarque : le groupe de travail enregistreur phonique avait détecté un bruit basse fréquence au temps 14 h 43 min 07 s, lors du roulage, bruit qui a été transcrit dans la transcription préliminaire. Des travaux ultérieurs de filtrage poussé ont montré que ce bruit basse fréquence est en fait présent sur toute la bande : il s'agit d'un bruit lié à l'enregistrement induit par la bande elle-même ou le circuit d'enregistrement. Il a donc été enlevé de la transcription finale.

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

14 h 43 min 11,9 s, on entend un son inintelligible, puis à 14 h 43 min 13,0 s, l'OMN annonce *« 'ttention ».*

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

14 h 43 min 16,4 s, OMN *« (stop) ».*

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

14 h 43 min 22,8 s, alarme feu.

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

Entre 14 h 43 min 59 s et 14 h 44 min 03 s, une alarme GPWS est entendue à trois reprises et dans le même temps l'OPL annonce « *le badin* ».

14 h 44 min 14,6 s, OPL *« Le Bourget Le Bourget »* puis quelques secondes plus tard *« négatif on essaie Le Bourget »,* en réaction aux indications que le contrôleur donne au chef des pompiers.

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

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

1.11.2.3 Identification des alarmes et des bruits

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

1.11.2.3 1 Démarche suivie

a) L'identification d'un bruit d'interrupteur est basée sur la comparaison de sa représentation spectrale avec celle d'un bruit d'interrupteur connu. Les éléments caractéristiques comparés sont la durée du signal, la répartition de l'énergie en fonction

de la fréquence et la cadence. Certains mouvements d'interrupteur impliquent la génération de plusieurs pics d'énergie. Ainsi il faut parfois libérer l'interrupteur de sa position initiale, le manœuvrer puis le relâcher : la cadence est le temps entre ces pics.

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

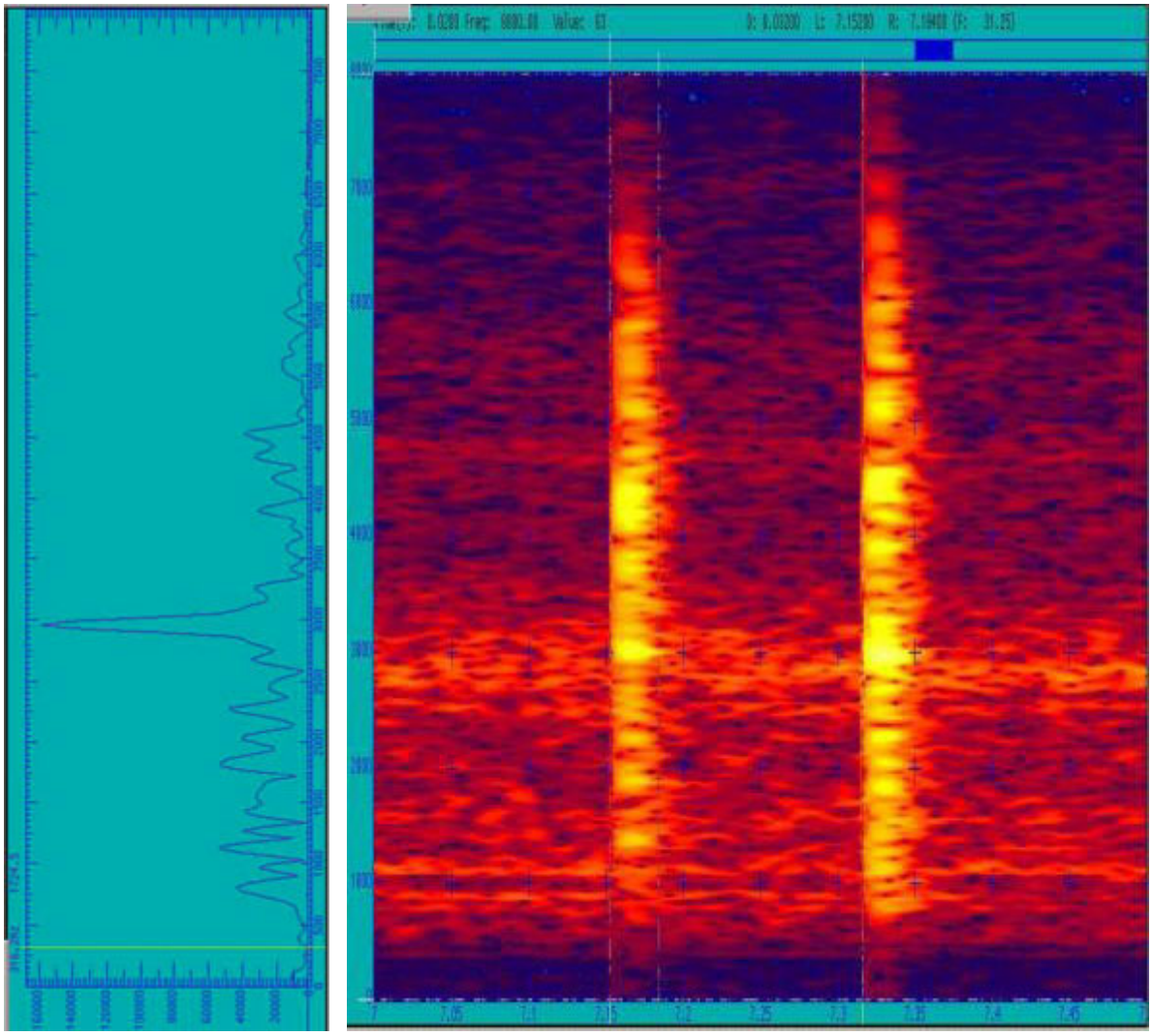


Figure 15 : Identification d'un bruit d'interrupteur

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

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

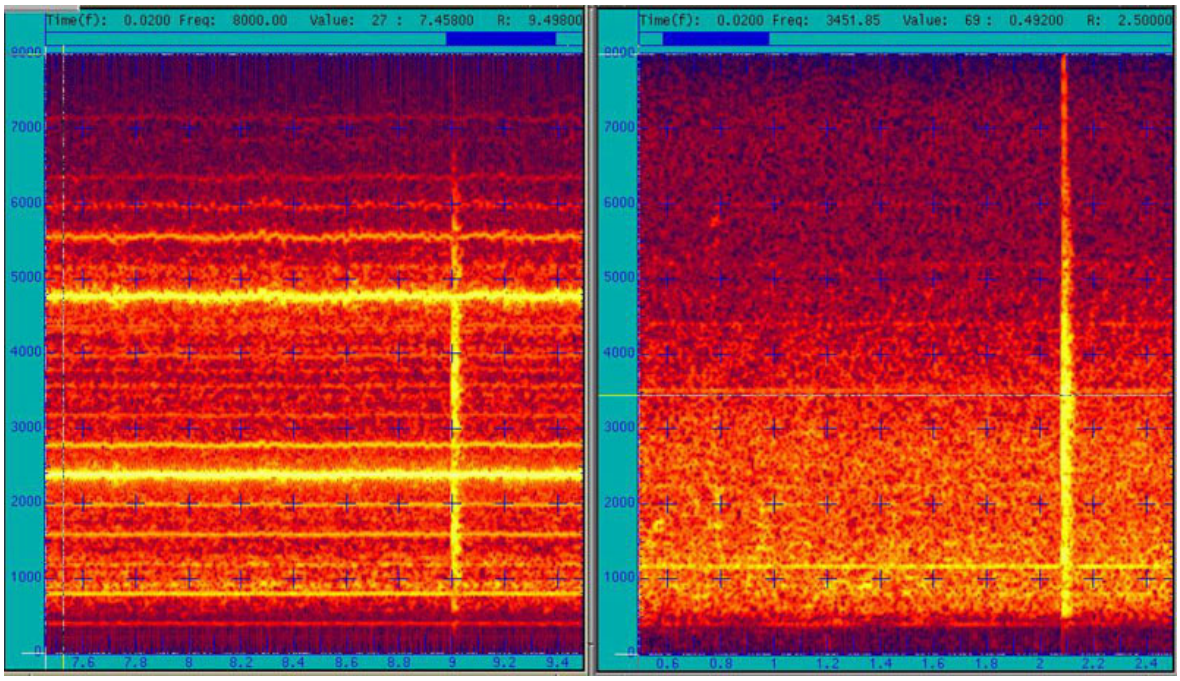


Figure 16 : Son identique avec des bruits de fond différents

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

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

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

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

- La façon de manœuvrer l'interrupteur. Une même personne peut actionner un interrupteur de plusieurs façons. Un des buts des essais a donc été de trouver un point commun dans les représentations spectrales de mouvements du même interrupteur activé de différentes manières. Afin de valider ce point commun, les interrupteurs ont également été bougés par plusieurs personnes.

- Une réponse en fréquence différente pour des interrupteurs normalement identiques, comme cela existe par exemple pour les moteurs. Les représentations spectrales du mouvement de chacun de ces interrupteurs ont été comparées pour évaluer ce paramètre.

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

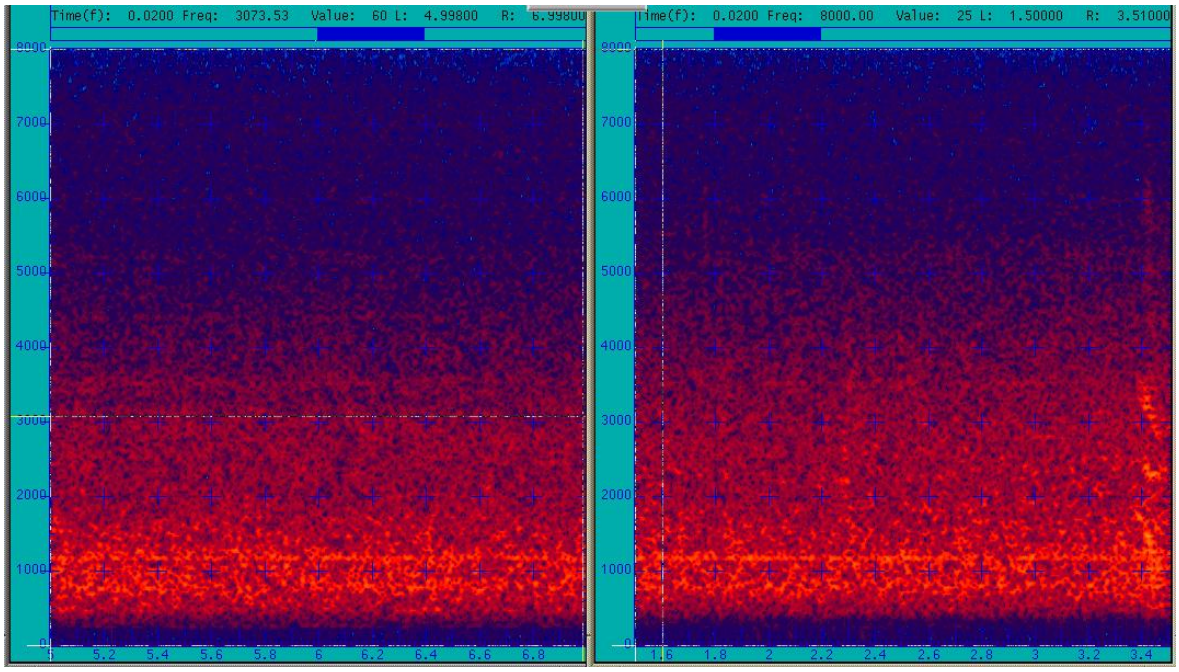


Figure 17 : Fonctionnement des moteurs : éteints à gauche, en vol à droite

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

d) Un facteur dont il faut tenir compte mais qui n'est pas quantifiable est la sensation humaine. En effet, les meilleurs récepteurs et filtres restent l'oreille et le cerveau humain. Celui-ci est capable d'intégrer bien des aspects de la représentation spectrale et d'avoir ainsi une sensation de ressemblance même si l'analyse ne permet pas d'avoir une similitude complète.

e) Enfin, le champ des hypothèses peut être réduit grâce aux échanges entre les membre de l'équipage. On s'attend par exemple à certains bruits d'interrupteur lorsque les pilotes effectuent une procédure spécifique.

1.11.2.3.2 Travaux complémentaires

1.11.2.3.2.1 Enregistrements en vol

Pour compléter la campagne de mesure, des enregistrements CVR au décollage ont été exploités, bien qu'ils aient été difficiles à trouver puisqu'ils sont effacés lors d'un vol normal, compte tenu de la durée de l'enregistrement.

Il s'agit des vols suivants :

- décollage du F-BVFC de Washington le 14 juin 1979,
- décollage du F-BVFC de New York - vol de convoyage du 21 septembre 2000.

Lors de ce dernier vol, une copie du CVR a été effectuée en utilisant la sortie de contrôle d'enregistrement sur la boîte de contrôle. De ce fait, les quatre pistes du CVR sont mixées sur la copie.

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

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

1.11.2.3.2.2 Démodulation du 400 Hz

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

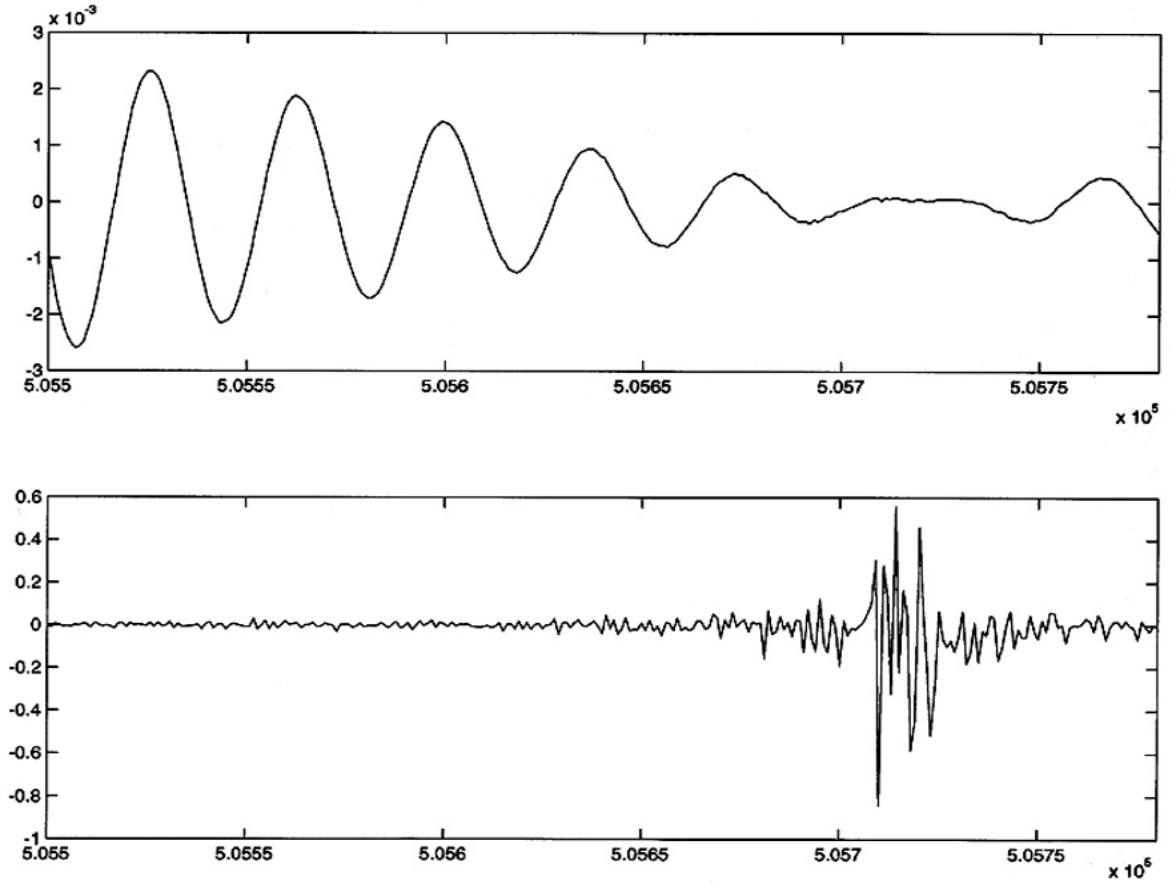


Figure 18 : Démodulation du 400 Hz

En collaboration avec un spécialiste de l'Institute of Sound and Vibration Research de l'université de Southampton, il a donc été recherché dans l'enregistrement phonique du F-BTSC d'éventuels indices de l'explosion du pneu ou d'impacts de débris sur la structure.

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

1.11.2.3.3 Résultats des recherches

Les résultats détaillés des recherches entreprises figurent en annexe 3. En résumé, les éléments suivants ont été déduits de l'analyse des bruits enregistrés :

- Le bruit d'interrupteur à 14 h 42 min 30,4 s est le claquement des manettes amenées en butée.
- Le bruit d'interrupteur à 14 h 42 min 47,5 s est le changement de position de l'interrupteur « Engine 4 take-off N1 limiter ».
- Le bruit d'interrupteur à 14 h 43 min 21,3 s est le mouvement du sélecteur de TCU qui passe de « main » à « alternate ».
- L'alarme qui apparaît et disparaît plusieurs fois à partir de 14 h 43 min 22,8 s est l'alarme feu moteur.
- Le bruit d'interrupteur à 14 h 43 min 26,2 s correspond à une réduction de manette ou à la coupure d'un robinet HP (cf. § 1.16.9.1.3.3).
- Le bruit d'interrupteur à 14 h 43 min 27,5 s correspond au basculement des palettes des trims électriques de tangage.
- Le bruit d'interrupteur à 14 h 43 min 29,3 s correspond à l'activation d'une poignée coupe-feu.
- L'alarme à 14 h 43 min 32,6 s est l'alarme détection fumée toilette avant ; la porte du poste de pilotage est ouverte.
- Le bruit d'interrupteur à 14 h 43 min 44,7 s est similaire à la percussion de l'extincteur avec le bouton-poussoir first shot.
- Deux ou trois bruits d'interrupteur entre 14 h 44 min 24 s et 14 h 44 min 27 s paraissent correspondre à des réductions de manettes ou à des coupures de robinets HP.

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

1.11.3 Exploitation des paramètres

1.11.3.1 Le vol

1.11.3.1.1 Décodage des paramètres

Les paramètres enregistrés ont été décodés à l'aide de documents fournis par Air France et EADS. En particulier, les vols précédents, fournis par le Service d'analyse des vols d'Air France, ont été exploités à des fins de validation des paramètres et de comparaison. Cent quatre paramètres sont enregistrés. Parmi ces paramètres, quelques-uns présentent des erreurs de calibration, notamment pour leur valeur au neutre ou de référence. L'enregistrement d'un paramètre, la SAT, est aberrant.

Les valeurs de certains paramètres enregistrés doivent donc être corrigées comme suit :

- Paramètres Fuel Flow

Les valeurs enregistrées ont été comparées à la valeur attendue lors des phases de ralenti et de debowing et aux relevés effectués par l'OMN en croisière supersonique. Il en ressort qu'à bas régime, l'erreur de calibration est de quelques centaines de kilogrammes, les valeurs enregistrées étant inférieures aux valeurs réelles. Ainsi, pour une valeur réelle de 500 kg/h, la valeur enregistrée est nulle.

- Paramètres N1 et N2

Les valeurs enregistrées ont été comparées aux valeurs attendues lorsque les moteurs délivrent leur pleine poussée et à celles relevées par l'OMN.

- Paramètre N1

A haut régime, l'erreur de calibration est d'environ 2,3 %, les valeurs enregistrées étant inférieures aux valeurs réelles. Ainsi, pour une valeur réelle de 100 %, la valeur enregistrée du N1 est de 97,7 %. L'erreur de calibration est supérieure pour le moteur 3, elle est d'environ 7 %.

- Paramètre N2

A haut régime, l'erreur de calibration est d'environ 1,7 %, les valeurs enregistrées étant inférieures aux valeurs réelles. Ainsi, pour une valeur réelle de 103 %, la valeur enregistrée du N2 est de 101,3 %.

- Paramètres EGT

Les valeurs enregistrées ont été comparées aux valeurs attendues lorsque les moteurs délivrent leur pleine poussée. Il en ressort que l'erreur de calibration est d'environ 20 °C, les valeurs enregistrées étant inférieures aux valeurs réelles. Ainsi, pour une valeur réelle de 750 °C, la valeur enregistrée est de 730 °C.

- Paramètre Gouverne de direction

Les valeurs enregistrées lors de tous les alignements du F-BTSC au décollage ont été comparées avec celle attendue, c'est-à-dire 0° de déflexion. Il en ressort que l'erreur de calibration est d'environ 1,7°, la valeur enregistrée étant inférieure à la valeur réelle. Ainsi, pour une valeur réelle nulle, la valeur enregistrée est de -1,7° (à droite).

- Paramètre Pitch Trim

La valeur enregistrée lors du décollage a été comparée avec celle annoncée par l'équipage lors du positionnement du trim, à savoir 2,5°. Il en ressort que l'erreur de calibration est d'environ 0,4°, la valeur enregistrée étant inférieure à la valeur réelle. Ainsi, pour une valeur réelle de 2,5°, la valeur enregistrée est de 2,1°.

- Paramètre Cap

La valeur enregistrée lors du décollage a été comparée avec l'orientation magnétique de la piste. Il en ressort que l'erreur de calibration est d'environ 1°, la valeur enregistrée étant supérieure à la valeur réelle. Ainsi, pour une valeur réelle de 268°, la valeur enregistrée est de 269°.

- Paramètre Radio altimètre

La valeur enregistrée lorsque l'avion est au sol, amortisseurs compressés, a été comparée à la valeur attendue. Il en ressort que l'erreur de calibration est d'environ 13,1 pieds, la valeur enregistrée étant inférieure à la valeur réelle. Ainsi, pour une valeur réelle de - 6,9 pieds, la valeur enregistrée est de - 20 pieds.

1.11.3.1.2 Valeur des paramètres

Des graphes tirés des paramètres enregistrés pour l'ensemble du vol figurent en annexe 4. Dans les tableaux qui suivent ne figurent que les valeurs de certains paramètres.

Pour un temps généré donné, les valeurs associées sont des valeurs prélevées à un moment déterminé au cours de la seconde correspondante. Cette indication n'apparaît pas dans les tableaux. De plus, les paramètres d'un seul moteur étant enregistrés à chaque seconde, les paramètres des différents moteurs n'apparaissent que toutes les quatre secondes.

Les paramètres d'un moteur sont prélevés à l'intérieur de la seconde aux temps exacts suivants : N1 + 0,72 s ; N2 + 0,81 s ; EGT + 0,47 s ; FF + 0,22 s et P7 + 0,52 s.

Remarque : les numéros (❶, etc.) renvoient à la trajectoire figurant au 1.9.1.

- annonce cent nœuds, soit temps généré 97585 - ❶

CAS : 100 kt
Control Column : 0,4°
Assiette : 0,4°
Cap : 270°
Palonnier : - 0,6° (droite)
Acc lat : entre - 0,04 et 0,01
Acc long : 0,27

Temps	Moteur	N1 en %	N2 en %	EGT en °C	FF t/h	P7 en PSI
97585	n° 4	93,16	102,83	723,6°	20,27	40,19
97586	n° 1	94,10	102,63	750°	21,57	41,08
97587	n° 2	93,96	103,04	750°	21,49	41,21
97588	n° 3	89,94	102,83	763,7°	22,11	42,39

- une seconde après l'annonce V1, au temps généré 97595 - ❷

CAS : 151 kt
Control Column : 0,4°
Assiette : 0,4°
Cap : 269°
Palonnier : - 1,8 (droite)
Acc lat : entre - 0,05 et - 0,04
Acc long : 0,28

Temps	Moteur	N1	N2	EGT	FF t/h	P7
97595	n° 2	94,54	103,13	756,8°	22,34	42,49
97596	n° 3	89,88	102,77	769,5°	22,92	43,47
97597	n° 4	93,84	102,83	730,5°	21,23	41,96
97598	n° 1	94,51	102,54	755,9°	22,54	42,89

- flammes signalées par le contrôleur tour, soit temps généré 97604 - ❸

CAS : 188 kt
Control column : - 3,8° (à cabrer)
Assiette : 1,3 (up)
Cap : 267°

Palonnier : - 6,4 (droite)
Acc lat : entre - 0,11 et - 0,17
Acc long : 0,16

Temps	Moteur	N1	N2	EGT	FF t/h	P7
97604	n° 3	90,12	102,74	775,4°	23,33	44,11
97605	n° 4	94,16	102,89	735,4°	21,67	42,88
97606	n° 1	86,95	98,58	757,8°	18,28	38,04
97607	n° 2	48,69	73,30	513,7°	0,95	17,30

- radio altitude positive, temps généré 97614 - ❹

CAS : 201 kt
Control column : 0,6° (à piquer)
Assiette : 12,8° (up)
AOA : 13,35°
Cap : 270°
Palonnier : - 16,4 (droite)
Radio altitude : 6 pieds

Temps	Moteur	N1	N2	EGT	FF t/h	P7
97614	n° 1	50,77	74,77	480,5°	1,32	17,54
97615	n° 2 *	57,07	77,52	446,3°	3,48	19,54
97616	n° 3	90,67	102,69	770,5°	22,97	43,72
97617	n° 4	94,72	102,92	732,4°	21,47	42,33

***** : engine fire warning

- demande de rentrée du train, temps généré 97621 - ❺

CAS : 199 kt
Control column : 0,5° (à piquer)
Assiette : 11,1°(up)
AOA : 12,27°
Cap : 266°
Palonnier : - 11,9 (droite)
Radio altitude : 100 pieds

Temps	Moteur	N1	N2	EGT	FF t/h	P7
97621	n° 4	94,66	104,12	758,8°	23,87	44,08
97622	n° 1	91,08	100,9	648,4°	14,22	41,04
97623	n° 2	15,97	33,9	320,3°	0	13,78
97624	n° 3	90,97	103,89	801,8°	25,67	45,16

- constat de la non-rentrée du train, temps généré 97647

CAS : 211 kt
Control column : 1,7° (à piquer)
Assiette : 9,3°(up)
AOA : 11,89° puis 13,28°
Cap : 271°
Palonnier : - 12,5 (droite)
Radio altitude : 182 pieds

Temps	Moteur	N1	N2	EGT	FF t/h	P7
97647	n° 2	6,27	13,92	235,4°	0	13,37
97648	n° 3	91,64	104,00	796,9°	25,60	45,21
97649	n° 4	95,13	104,21	762,7°	23,82	43,65
97650	n° 1	94,92	103,54	758,8°	22,43	42,57

Du temps 97649 au temps 97653, alarme GPWS « Whoop Whoop Pull Up »

- OPL « Le Bourget Le Bourget », temps généré 97665

CAS : 208 kt
Control column : 1,9° (à piquer)
Assiette : 10,6°(up)
AOA : 12,08°
Roulis : - 2,57° puis - 4,69° (à gauche)
Cap : 270°
Palonnier : - 18,1 (droite), Mechanic mode
Radio altitude : 199 pieds

Temps	Moteur	N1	N2	EGT	FF t/h	P7
97665	n° 4	95,01	104,18	758,8°	23,67	43,82
97666	n° 1	43,56	81,36	855,5°	3,64	15,01
97667	n° 2 *	5,60	12,92	182,6°	0	13,88
97668	n° 3	90,91	103,68	793,9°	25,52	44,97

***** : engine fire warning

- message « négatif on essaye Le Bourget », temps généré 97673

CAS : 181 kt
Control column : 7,6° (à piquer)
Assiette : 16,5°(up)
AOA : 19,52°
Roulis : - 38,82° puis - 40,93° (gauche)
Cap : 238°
Palonnier : - 22,5° (droite), Mechanic mode
Radio altitude : 300 pieds (cf. remarque ci-après)

Temps	Moteur	N1	N2	EGT	FF t/h	P7
97673	n° 4	95,13	104,21	757,8°	23,22	42,53
97674	n° 1	25,17	51,39	640,6°	0	14,35
97675	n° 2 *	5,19	12,30	168,9°	0	14,05
97676	n° 3	91,41	103,98	798,8°	24,55	42,33

***** : engine fire warning

- quatre secondes avant la fin de l'enregistrement, temps généré 97677

CAS : 136 kt
Control column : 3,4° (à piquer)
Assiette : 13,2°(up)
AOA : 25,15°
Roulis : - 95,58° puis - 108,17° (gauche)
Cap : 193°
Palonnier : - 28,3 (droite), Mechanic mode
Radio altitude : 459 pieds (cf. remarque ci-après)

Remarque : pour les temps 97673 et 97677, les indications du radioaltimètre ne sont plus représentatives en raison de la forte inclinaison latérale de l'avion.

Temps	Moteur	N1	N2	EGT	FF t/h	P7
97677	n° 4	96,39	104,62	764,6°	22,90	40,04
97678	n° 1	20,04	42,60	585,9°	0	13,71
97679	n° 2 *	5,13	11,98	164,1°	0	14,02
97680	n° 3	55,11	80,60	776,4°	14,63	17,75

* : engine fire warning

1.11.3.2 Trajectoire (en fin de rapport)

En l'absence de paramètres enregistrés concernant la position de l'avion (longitude, latitude), sa trajectoire a été calculée selon plusieurs méthodes d'intégration, en positionnant les points de début et de fin sur leur localisation connue. On a ainsi une bonne approximation de la trajectoire sol, et plus particulièrement tant que l'avion est sur la piste. Compte tenu de la méthode utilisée, l'erreur est alors d'une dizaine de mètres. La précision du calcul décroît dans la deuxième partie du vol, l'erreur devenant de l'ordre de la centaine de mètres, et notamment dans la phase finale, à partir de la perte du moteur 1, les attitudes de l'avion ne garantissant plus la représentativité de la trajectoire sol.

1.12 Renseignements sur l'épave et sur l'impact

1.12.1 La piste

Divers débris et traces ont été trouvés après l'accident sur la piste (voir plan en annexe 12). Ils sont repérés ci-après par la ligne de dalles de béton où ils ont été trouvés, les distances étant évaluées par rapport à l'extrémité est de la partie en enrobé de la piste (cf. § 1. 10). Ainsi par exemple, un élément repéré sur la ligne 180 se trouve à 1 950 m du point origine (600 mètres + 180 dalles x 7,5 mètres). Des débris ont également été trouvés sous la trajectoire de l'avion.

Remarque : le lâcher des freins se situe à environ quatre-vingt-dix mètres de l'extrémité de la piste.

1.12.1.1 Déflecteur d'eau

On trouve des éléments du déflecteur d'eau du train gauche entre les lignes de dalles 139 et 166, c'est-à-dire de 1 642 à 1 845 m de la limite physique de la piste 26 droite, plus précisément en 139, 149, 151, 157 et 166. Les éléments trouvés ne comportent pas d'éléments métalliques.

Figure 19 : Pièce située sur la ligne 157 : partie droite du déflecteur

1.12.1.2 Éléments de pneumatique

On trouve sur les lignes 146, 152, 166, 180, 186 et 187 des morceaux de pneu du Concorde. Les éléments situés en ligne 152 (un morceau de 100 x 33 cm d'environ 4,5 kg) et 180 correspondent à la même zone et s'emboîtent. Il apparaît à l'examen visuel une coupure transversale d'environ trente-deux centimètres.

Figure 20 : Élément de pneu en ligne 180 - Élément de pneu en ligne 152

1.12.1.3 Pièce métallique

On trouve sur l'accotement droit à la hauteur de la ligne 152 une lamelle métallique d'environ quarante-trois centimètres de long, pliée à une de ses extrémités. Sa largeur est variable, de 29 à 34 mm, et elle est percée de trous dans certains desquels se trouvent des rivets, semble-t-il de type aéronautique Cherry. Les trous ne sont pas percés à emplacements réguliers.

A l'examen visuel, cette pièce paraît être en alliage léger, recouverte sur une face d'une peinture primaire époxy (verdâtre) et sur l'autre face de ce qui semble être un mastic avion rouge (RTV 106) pour parties chaudes. Elle ne paraît pas avoir été portée à haute température.

Cette pièce n'a pas été identifiée comme appartenant au Concorde.

Figure 21 : Pièce retrouvée en ligne 152

1.12.1.4 Élément de structure

Une pièce nervurée de structure de 32 x 32 cm se trouve en ligne 160. Elle est blanche sur la face extérieure et de teinte foncée sur la face nervurée. Elle provient du réservoir 5 de l'avion. Elle ne présente pas de trace de choc.

Figure 22 : Pièce retrouvée en ligne 160

1.12.1.5 Carénage de servo valve de frein

Une pièce en alliage, identifiée comme étant un élément de carénage de servo valve de frein du train gauche de l'avion, se trouve sur la ligne 175. Cette pièce est recouverte de poussière de carbone. Elle a été déformée par un choc.

Figure 23 : Pièce retrouvée en ligne 175

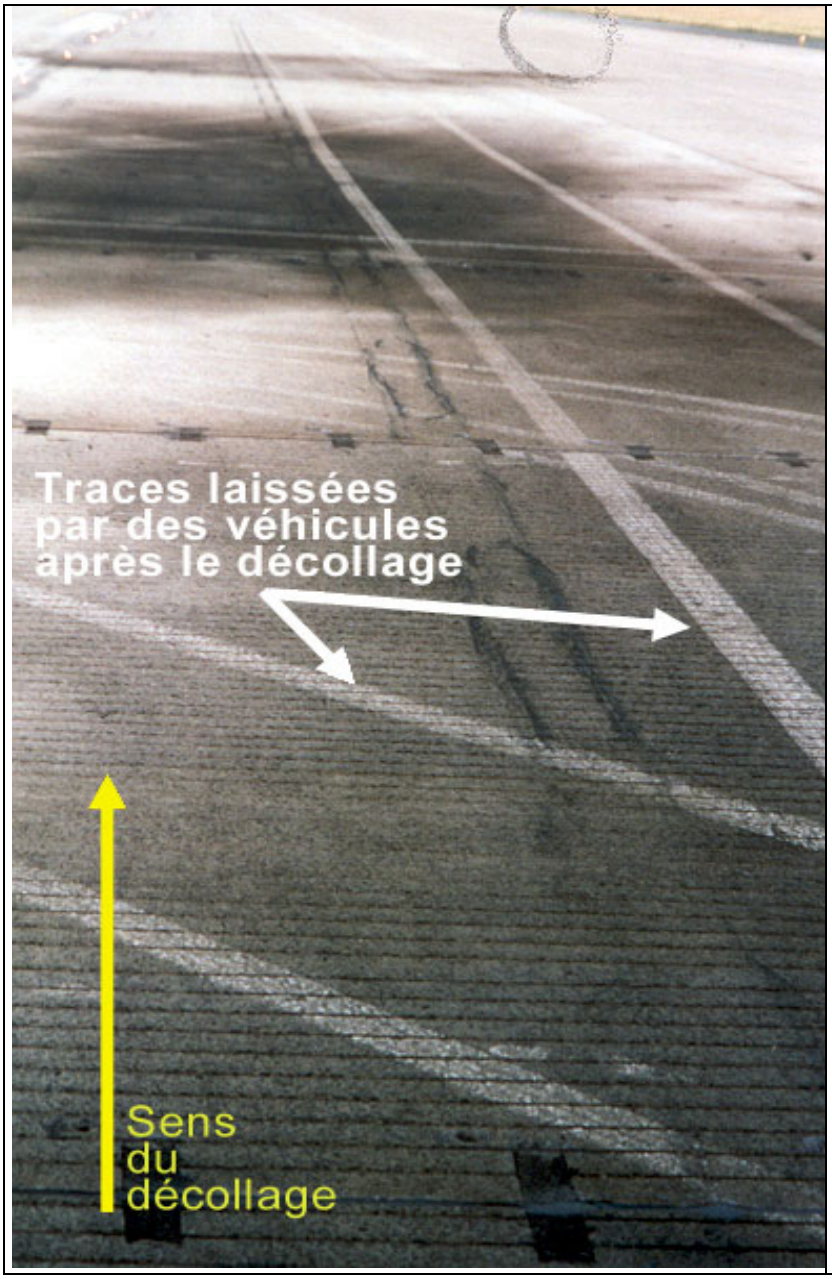
1.12.1.6 Morceau de béton et tache noire

Au niveau d'une dalle sur la ligne 181, on trouve un morceau de béton arraché à la piste. Ce morceau a une épaisseur de l'ordre du centimètre, il mesure dix centimètres de large sur 25 à 30 cm de long. Trouvé intact, il a été brisé en deux par la suite. On trouve autour de ce morceau une tache noire très prononcée.

1.12.1.7 Balise

La balise latérale située au niveau de la ligne de dalles 293 (environ 2 800 m de l'origine) a été cassée et de petits morceaux appartenant à cette balise se trouvent à proximité. Les traces au sol montrent que cette balise a été cassée par le train gauche du Concorde.

1.12.1.8 Traces de roue

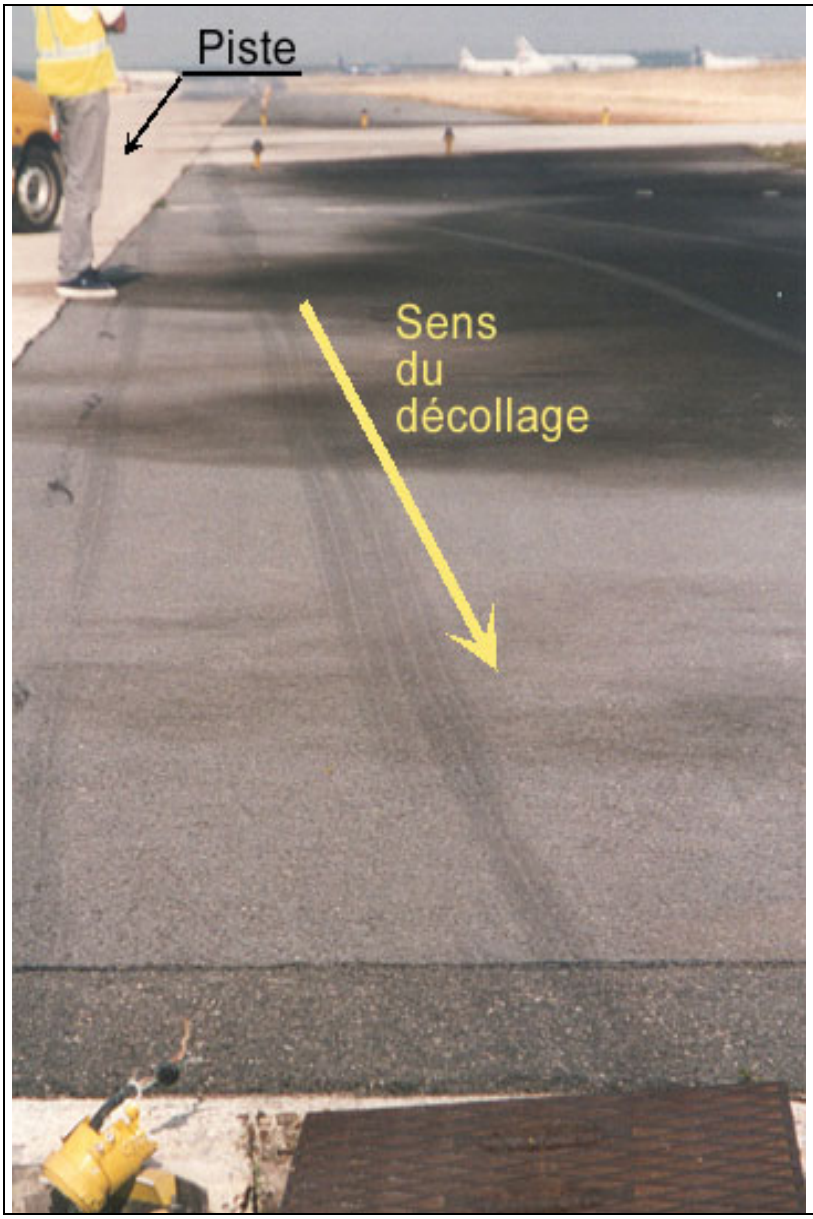


De la dalle 161 à la dalle 232, c'est-à-dire entre 1 807 et 2 340 m, on observe la trace d'un pneu dégonflé et dont la bande de roulement est incomplète.

Cette trace est parallèle à l'axe de piste (à environ 3,8 m) puis elle en diverge vers 2 200 mètres.

Lorsque la trace disparaît vers 2 340 m, sa distance par rapport à l'axe est d'environ huit mètres. Il s'agit du pneu avant droit du train gauche de l'avion

Figure 24 : Traces de la roue n° 2 et de suie sur la piste



Plus loin, des traces irrégulières du train gauche sont relevées jusqu'à la balise cassée (vers 2 800 mètres).

Après celle-ci, les traces deviennent intermittentes puis elles disparaissent à environ 2 830 m du seuil de piste

Figure 25 : Trace du boggie gauche et balise

1.12.1.9 Dépôts sur la piste

Une tache de 15 m x 15 m, identifiée comme étant probablement du kérosène, est relevée vers la ligne 163, à 1 820 m du seuil. Puis des traces de suie, produit d'une combustion incomplète de kérosène, apparaissent sur la piste à partir de 1 860 mètres de l'origine (ligne 168). Importantes et denses jusqu'à 2 300 mètres, elles sont ensuite moins denses et riches en carbone jusqu'à la bretelle S4, à 2 770 mètres. Les traces, de sept mètres de large en moyenne, sont d'abord centrées sur la marque laissée au sol par la roue abîmée puis se déportent vers la gauche.

Figure 26 : Trace de suie sur la piste

Après la bretelle S4 et jusqu'à la balise cassée, on observe une zone où la suie est de nouveau importante.

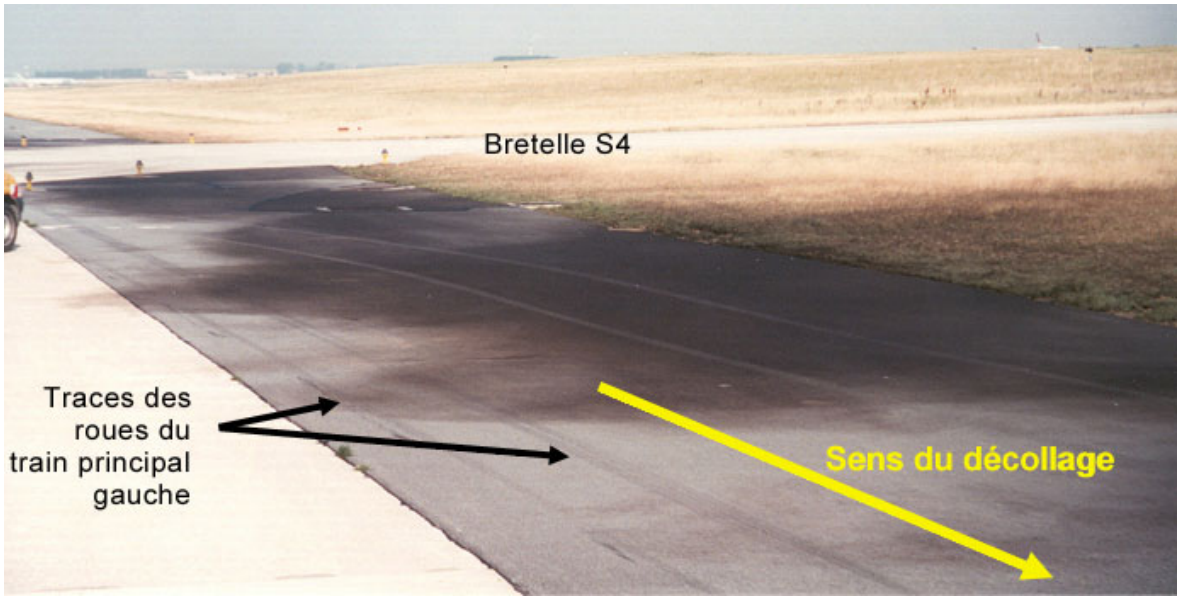


Figure 27 : Traces des roues du train principal gauche

L'herbe a été brûlée en bordure de piste entre 2 902 et 3 165 mètres. Cette zone, également riche en suie, indique la présence d'une flamme de grande dimension une fois l'avion en vol.

Figure 28 : Herbe brûlée en bordure de piste

1.12.2 Entre la piste 26 droite et le site de l'accident

Les éléments suivants ont été trouvés

- dans les mille mètres du prolongement de piste :
    - un morceau identifié comme étant une partie de l'élevon interne gauche,
    - le feu anticollision situé à l'arrière du cône de queue,
    - une trappe d'intrados fortement brûlée,
    - sept trappes appartenant à la baie sèche située sur l'extrados de l'aile gauche et ne présentant pas de traces de feu.

- de 1 000 à 2 500 mètres du seuil de piste 08 gauche :
    - une trappe appartenant également à la baie sèche située sur l'extrados de l'aile gauche et ne présentant pas de traces de feu,
    - un morceau de canalisation brûlée,
    - des morceaux de structure brûlés paraissant provenir du cône de queue de l'avion.

Des traces de brûlure au sol sont visibles à l'emplacement où ont été trouvés certains débris, notamment sur le toit des bâtiments en zone de fret où le goudron a fondu à l'emplacement des pièces. A 2 500 mètres du seuil de piste 08 gauche, une culture de blé a été endommagée par le feu.

- au-delà du seuil 08 gauche :
    - deux raccords en T brûlés du circuit d'air de pressurisation du circuit hydraulique,
    - deux trappes inférieures du capotage moteur, l'une fondue, l'autre intacte,
    - une canalisation hydraulique brûlée,
    - la trappe avant de visite du tourillon de train gauche.

Jusqu'au lieu de l'accident, on trouve de nombreuses petites pièces métalliques, des composants en nid d'abeille, des portions de lignes de rivets ou encore des morceaux du cône de queue de l'appareil. Ces pièces présentent pour la plupart des traces de feu et la répartition est continue le long de la trajectoire de l'avion.

1.12.3 Le site

1.12.3.1 Description du site et plan de situation

L'accident s'est produit au sud-ouest de l'aérodrome de Paris Charles de Gaulle à environ 9 500 mètres du seuil de piste 26 droite, dans une zone de plaine à l'intersection de la nationale 17 et de la départementale 902. L'altitude moyenne de la zone est de quatre cents pieds.

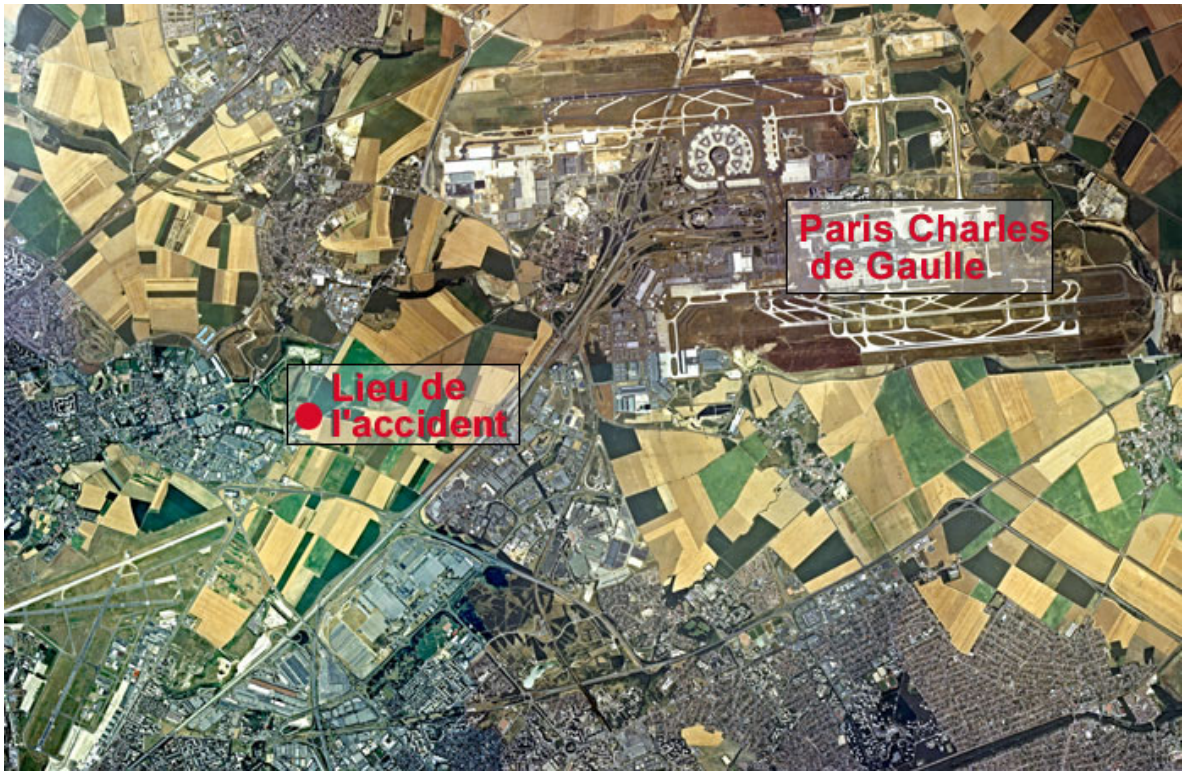


Figure 29 : Image BEA/IGN/FLEXIMAGE - Photo aérienne de la zone de l'accident

Un quadrillage de la zone de l'accident a été effectué. L'identification ci-après des différentes zones est faite à partir de ce quadrillage.

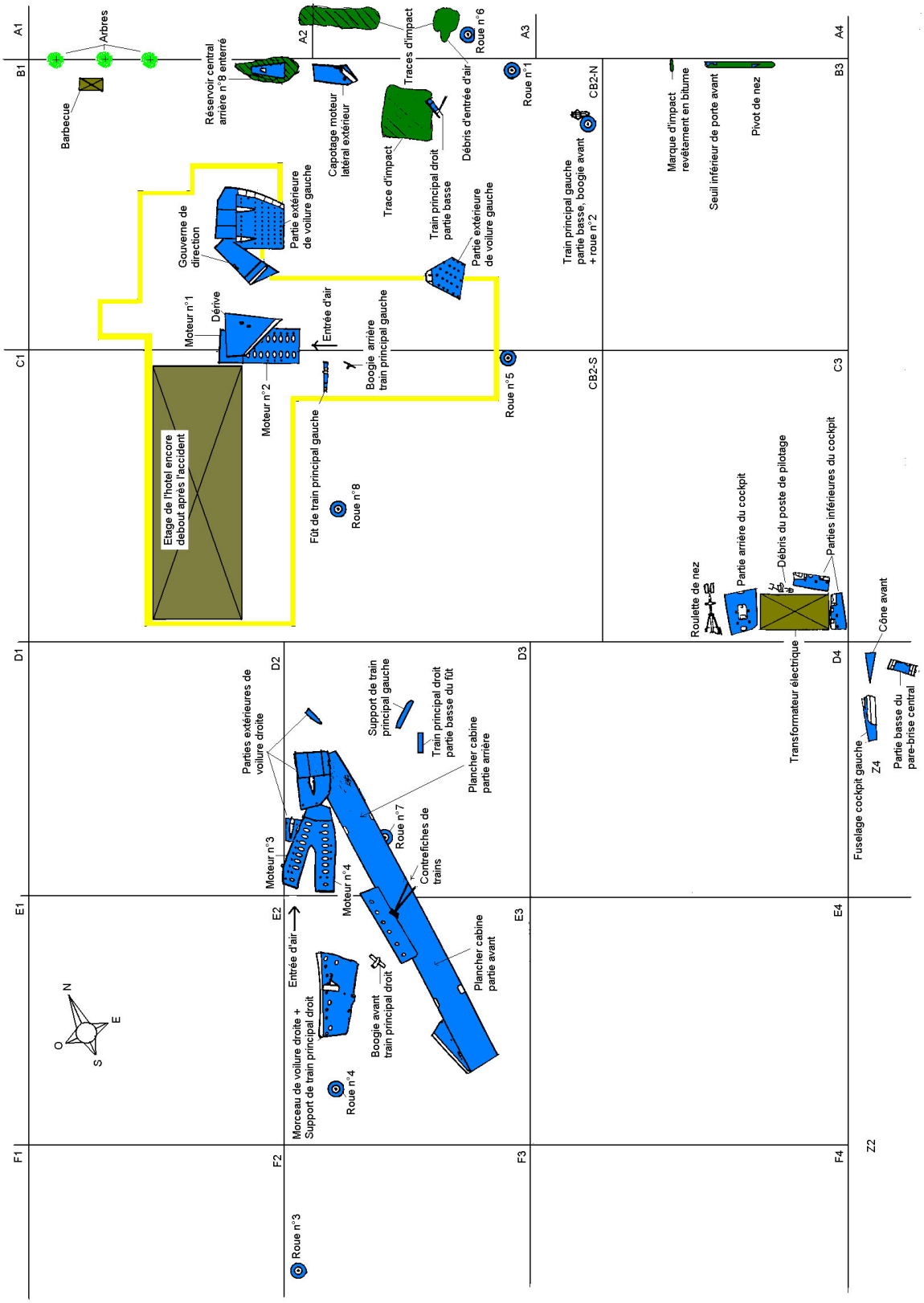


Figure 30 : Plan de répartition de l'épave

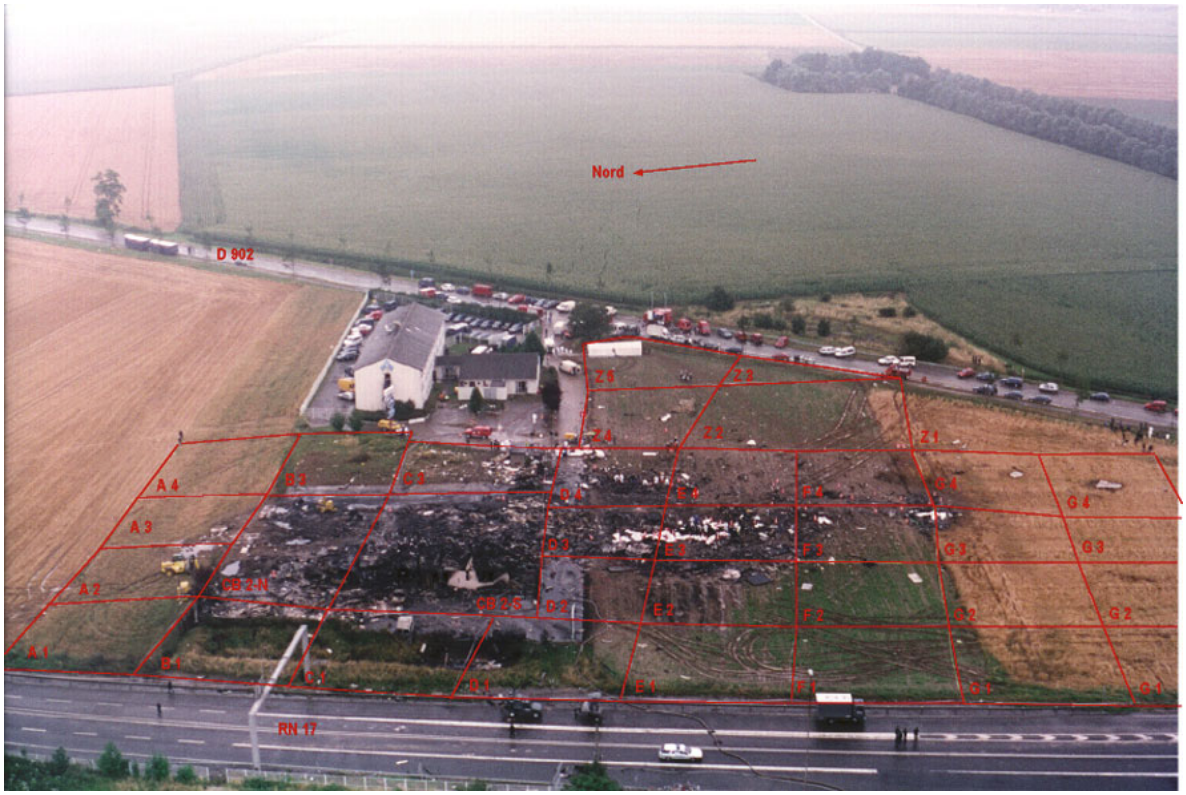


Figure 31 : Vue aérienne avec indication des zones

L'examen du site montre que l'avion a touché le sol avec un cap orienté au 120°, pratiquement à plat et sans vitesse horizontale. Après le choc, il s'est disloqué avec un mouvement d'ensemble vers le sud, le ventre dirigé vers le bas.

L'épave est presque entièrement brûlée. Seules les parties avant de l'appareil, situées principalement dans les zones C3, D4 et Z4, ont été épargnées, ainsi que quelques morceaux de fuselage dispersés sur le site. L'essentiel de l'épave, à l'exception du poste de pilotage, est regroupé dans un rectangle de cent mètres de long sur cinquante de large (zones CB2, D3 et E3).

Des traces d'impact se trouvent au nord du site à l'intersection des zones A et B. D'ouest en est, on trouve une rangée d'arbres d'environ trois mètres de haut puis un cratère au fond duquel se trouve le réservoir central arrière 11. Des morceaux d'entrée d'air sont trouvés à demi-enterrés en A3 et des traces d'impact sont visibles en A3 et en CB2-Nord. La roue n° 6 est enfoncée dans le sol.

Figure 32 : Traces d'impact

En B3, une trace d'impact est visible dans le revêtement bitumé. Des parties avant de l'avion sont retrouvées alignées et enfoncées dans la terre, notamment le seuil de porte avant gauche et une articulation du nez basculant de l'appareil. A proximité de ces débris, l'herbe du terrain est clairsemée.

L'hôtel qui se trouvait en CB2-Nord a été presque entièrement rasé. Les parties basses des trains principaux droit et gauche sont proches des traces d'impact. Dans les parties détruites de l'hôtel ont été retrouvés un morceau perforé d'intrados et un morceau d'extrados du réservoir 5.

La partie extérieure gauche de l'aile avec les élevons externes encore liés a fondu au sol. A proximité se trouve la continuité de l'aile avec la baie sèche gauche qui maintient les moteurs 1 et 2 encore accouplés. Entre ces deux éléments se trouve la gouverne de direction. La dérive repose sur la baie sèche. Sous les deux moteurs se trouve une partie de l'élevon intérieur gauche, encore liée à un morceau de voilure (cet ensemble se situe normalement entre le bloc moteur gauche et le fuselage). Les moteurs reposent sur une cuve de 1,5 mètres de hauteur. A proximité se trouvent de nombreux éléments de voilure avec notamment l'intrados des réservoirs 6 et 10.

En CB2-Sud se trouve le fût de train principal gauche encore lié à sa contrefiche latérale. L'examen du mécanisme à griffe de verrouillage de cette contrefiche montre que le train était sorti verrouillé au moment de l'impact.

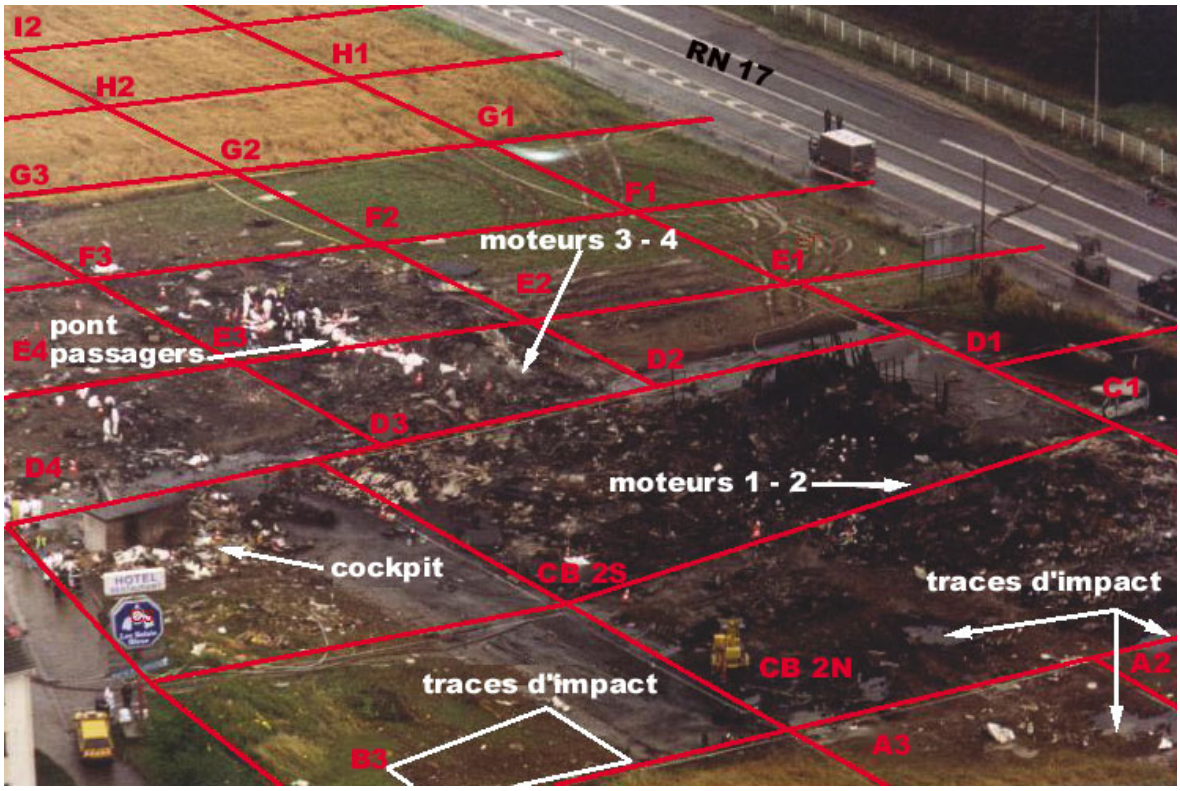


Figure 33 : Vue aérienne avec position des principaux éléments

Dans la zone ouest du quadrilatère CB2-Sud, une partie du rez-de-chaussée de l'hôtel est encore debout. De nombreux débris du bâtiment se trouvent en zone Est.

En C3, de nombreux éléments appartenant au poste de pilotage sont plaqués contre un transformateur électrique en béton. On y retrouve les sièges pilotes, les manettes de puissance et le boîtier de commande du pilote automatique. Les sept sécurités sol de train d'atterrissage sont retrouvées avec leur sacoche.

Sur le côté se trouve un tronçon de fuselage dans lequel il est possible de reconnaître le couloir entre le poste de pilotage et la cabine. De cet ensemble seront désincarcérés le QAR et les principaux composants de la planche de bord pilotes dont le descriptif est donné par la suite.

A proximité se trouve le train avant en position sortie.

Dans l'axe de dispersion des pièces, les principaux composants de structure du Concorde sont retrouvés en D3 et E3. Il est possible d'identifier la cabine passagers avec des morceaux de fuselage à proximité ainsi que de nombreux débris de l'hôtel. Les sièges passagers et la majorité des victimes se trouvent dans ces zones. Les bâches hydrauliques situées normalement en soute arrière ainsi que le CVR sont retrouvés en E3 et les radioaltimètres installés en soute avant sont retrouvés en D3. Les structures des logements des trains principaux sont groupées à l'intersection des zones D3 et E3, à proximité des contrefiches de train.

En D3, à droite de la cabine passagers, on trouve la baie sèche droite qui retient encore les moteurs 3 et 4 en partie accouplés. A proximité on retrouve de nombreux morceaux de la voilure droite dont les trois PFCU qui commandent les élevons droits. A gauche de la cabine passagers, on trouve le support du train principal gauche.

En E3, à droite de la cabine passagers, on trouve la structure d'attache du train principal droit ainsi qu'un morceau de voilure droite fondu.

Des morceaux de fuselage sont retrouvés dans les zones périphériques H et I et en Z2.

1.12.3.2 Indications relevées sur les instruments de bord

Sur le pylône arrière du poste de pilotage, la commande de sortie du train d'atterrissage en secours n'est pas actionnée. Sur les instruments retrouvés de la planche centrale du même poste, les indications suivantes ont été relevées :

- indicateurs de régime moteur :

	Moteur 1	Moteur 2	Moteur 3	Moteur 4
N1	Manquant	Manquant	52 %	58 %
N2	28 %	4 %	80 %	85 %

- indicateurs Fuel Flow :

	Moteur 1	Moteur 2	Moteur 3	Moteur 4
FF	0	Brûlé	Brûlé	Proche de 0

Pour le moteur 4, un pré-affichage fenêtre (jaune) indique 19,6 kg/h x 1 000.

- indicateurs EGT :

	Moteur 1	Moteur 2	Moteur 3	Moteur 4
EGT	580 °C	220 °C	600 °C	600 °C

- indicateur de pression frein : 400 psi à gauche et 1 500 psi à droite.

- indicateurs AJ : inexploitables, les aiguilles manquent pour les moteurs 3 et 4.

On trouve également un indicateur Primary Nozzle Area Indicator, S/N AA115, et un indicateur de température non identifié et illisible.

Sur la planche de bord droite, les éléments suivants ont été relevés :

- le sélecteur Visor/Nose est sur la position « down »
- le sélecteur de train est entre les positions « down » et «neutre »
- sur l'indicateur de position de gouvernes (endommagé au choc), les index pour la direction sont à 20° gauche pour la gouverne supérieure et 12° droite pour l'inférieure en code G (Green). Les index des élevons sont sur code M (Mécanique) et ne sont pas exploitables
- la vitesse indiquée est sur 99 kt, STBY et drapeau, le bug V2 est à 230 kt
- le HSI est au cap 105°, l'ADI au cap 30°, avec inclinaison à gauche et 32° à piquer, la Vz est de - 1 800 ft/min, l'altimètre indique - 240 pieds, STBY et drapeau, le radioaltimètre est illisible, le VOR1 indique 028°, le VOR2 indique 038°
- l'interrupteur FD est sur 2
- le sélecteur attitude est sur ATT INS3, le comparateur sur COMP2, la déviation sur DEV2, la navigation sur NAV INS2
- la montre marque 14 h 45 UTC

Figure 34 : Vue globale planche de bord

Sur la planche de bord gauche, les éléments suivants ont été relevés :

- le HSI est au cap 105°, l'ADI à 15°, avec inclinaison à gauche et 75° à piquer, l'horizon de secours sur 90° avec inclinaison à gauche et 18° à cabrer, la Vz est de - 1 200 ft/min, l'altimètre indique - 250 pieds STBY, le radioaltimètre est à 0, l'indicateur d'incidence n'est pas exploitable, le RMI ADF est au cap 100°
- l'indicateur de centrage est sur 54,3 %
- le TCAS est cassé

Sur l'auvent du poste pilotes, les éléments suivants ont été relevés :

- automanette 1 et 2 : Off
- pilote automatique 1 et 2 : Off
- directeur de vol 1 et 2 : Off
- automanette, vitesse affichée : 285 kt
- altitude affichée : 9 500 pieds
- affichage à gauche, cap 329°, course 285°
- affichage à droite, cap 338°, course 287°

Sur le panneau supérieur du poste pilotes, les éléments suivants ont été relevés :

- sélecteur hydraulique de grippage servocommande et sélecteur hydraulique de servocommande sur « Normal »
- interrupteurs de la fonction Engine Flight Rating : n° 1 CRZ, n° 2, 3 et 4 CMB
- interrupteurs de la fonction Auto Ignition 1, 2 et 3 sur « On », 4 fondu
- interrupteurs de la fonction automanette 1, 2, 3 et 4 sur « On »
- interrupteurs de la fonction Engine Rating Mode 1, 2, 3 et 4 sur « Take-Off »
- commutateurs HP Valve, endommagés, sur les positions 1 « Open », 2 cassé, 3 « Shut », 4 « Open »
- poignée coupe-feu n° 2 tirée et fléchie vers le haut
- opercules de témoins de percussion inexploitables

- palettes de commande :

	1	2
Auto stab	Inexploitable	Axe pitch : « Off » Axe roll inexploitable Axe yaw : « Off »
Artificial feel	Circuit Bleu Axe pitch : « Off » Axe roll inexploitable Axe yaw : « Up »	Circuit Vert Axe pitch : « Off » Axe roll : « Off » Axe yaw : « Off »
Electric trim	« Off »	« Off »

- commandes d'inverter difficilement exploitables, positions possibles :
    - inverter Bleu sur « Power Off ? » et commande cassée
    - inverter Vert sur « Off ? »
- sélecteurs de mode de commandes de vol tordus, positions possibles :
    - outer et middle elevon sur « Mech ? »
    - inner elevon sur « Green ? »
    - rudder sur « Blue? »
    - anti-stall 1 et 2 inexploitables

Le tableau des alarmes est détruit, séparé du reste du panneau supérieur et il manque la plupart des caches et des ampoules.

Sur le panneau mécanicien inférieur gauche, les éléments suivants ont été relevés :

- sélecteurs de boucle incendie : 1 « both », 2 « boucle A », 3 « boucle B », 4 « neutre », interrupteur tordu et bloqué

Sur le panneau mécanicien latéral gauche les éléments suivants ont été relevés :

	Moteur 1	Moteur 2	Moteur 3	Moteur 4
Indicateurs P7	18 Psi	12 Psi	18 Psi	18 Psi

Le reste de la partie droite de ce panneau était inexploitable. La partie gauche relative à la position des entrées d'air n'a pas été exploitée sur le site.

Sur le panneau mécanicien supérieur gauche les éléments suivants ont été relevés :

- fonction Engine Control Schedule : sélecteur sur « flyover », interrupteur bloqué sur HI
- pression hydraulique des freins : 6 000 Psi avec drapeau
- interrupteur brakes fan sur « On »
- horloge arrêtée sur 14 h 45 UTC
- température freins : 170 °C, poussoir n° 3 écrasé et déformé

	Moteur 1	Moteur 2	Moteur 3	Moteur 4
Indicateurs de tuyères secondaires	0°	15°	5°	cassé

Les indications du système de pressurisation figurant sur ce panneau n'ont pas été exploitées sur le site.

Sur le panneau mécanicien supérieur central (carburant et conditionnement d'air) les éléments suivants ont été relevés :

- Réservoir 9
  - quantité de carburant indiquée : 11 t
  - pompe gauche sur « Auto », pompe droite sur « On »
  - Inlet Valve Gauche principale sur « Shut » (mouvement libre de l'interrupteur qui ne comporte pas de cran de verrouillage), Override sur « O/ride »
  - Inlet Valve Droite principale sur « Auto », Override sur « Off »

- Réservoir 10
  - quantité de carburant indiquée : 12 t
  - pompe gauche sur « Off », interrupteur tordu, pompe droite sur « Auto »

- Réservoir 5A
  - quantité de carburant indiquée : 2,4 t
  - deux pompes sur « On »

- Réservoir 7A
  - quantité de carburant indiquée : 2,2 t
  - deux pompes sur « On »

- En outre
  - Standby Inlet Valves 5, 6 et 1 sur « Open », 2 sur « Shut »
  - Standby Inlet Valves 3, 4, 10 et 7 sur « Shut », 8 sur « Open »
  - interrupteurs Jettison réservoirs 1 et 3 en position intermédiaire, 4 sur « Open », 2 sur « Shut »
  - interrupteurs Master Jettison et Trim Pipe Drain inexploitables

Sur le panneau mécanicien central (carburant) les éléments suivants ont été relevés :

- Réservoir 5
  - quantité de carburant indiquée : 2 t
  - interrupteurs des pompes inexploitables

- Réservoir 6
  - quantité de carburant indiquée : 4,6 t
  - interrupteur de la pompe gauche inexploitable, interrupteur de la pompe droite sur « On »

- Réservoir 1
  - quantité de carburant indiquée : 4,2 t
  - pompe principale sur « On », STBY1 sur « On », STBY2 sur « Off »

- Réservoir 2
  - quantité de carburant indiquée : 0,1 t
  - trois pompes sur « On »

- Réservoir 7
  - quantité de carburant indiquée : 6,6 t
  - interrupteurs des pompes inexploitables

- Réservoir 8
  - quantité de carburant indiquée : 12,8 t
  - deux pompes sur « On », interrupteur de la pompe droite endommagé

- Réservoir 3
    - quantité de carburant indiquée : 4,3 t
    - interrupteurs des pompes inexploitables

- Réservoir 4
    - quantité de carburant indiquée : 4,3 t
    - interrupteurs des pompes inexploitables

- Réservoir 11
    - quantité de carburant indiquée : 10 t
    - pompe hydraulique gauche sur « Auto », droite sur « Off »
    - position des pompes électriques inexploitable
    - Inlet Valve Gauche principale sur « Shut », Override inexploitable
    - Inlet Valve Droite principale et Override inexploitables

Sur le FQIP (Fuel Quantity Indicator Panel) on trouve les pré-affichages suivants :

- ZFW (Zero Fuel Weight) : 91,9 t
- CG 52,29 %
- chaîne « Main »
- indicateur Total Contents : 78,800 t avec drapeau

Sur le panneau mécanicien supérieur droit (génération électrique et hydraulique) les éléments suivants ont été relevés :

- Circuit Vert
    - niveau en dessous de zéro avec drapeau
    - indicateurs Shut Off Valve des pompes 1 et 2 avec drapeaux rayés
    - indicateurs pompes hydrauliques 1 et 2 sur « On »
    - interrupteurs pompes hydrauliques 1 et 2 sur « On »
    - pression hydraulique 2 000 Psi avec drapeau

- Circuit Jaune
    - niveau « 6 US Gal » avec drapeau
    - indicateurs Shut Off Valve des pompes 2 et 4 avec drapeaux rayés
    - indicateurs pompes hydrauliques 2 et 4 sur « On »
    - interrupteurs pompe 2 sur « Auto », pompe 4 sur « On »
    - pression inexploitable

- Circuit Bleu
    - niveau « 2,7 US Gal » avec drapeau
    - indicateurs Shut Off Valve des pompes 3 et 4 avec drapeaux rayés
    - indicateurs pompes hydrauliques 3 et 4 sur « On »
    - interrupteur pompe 3 sur « Off », pompe 4 sur « On »
    - pression hydraulique 6 000 Psi avec drapeau

- En outre
    - interrupteur « Yellow Pump » sur « Normal »
    - indicateurs IDG 1, 2 et 3 inexploitables, 4 sur « 60 kW »
    - tous interrupteurs d'alternateur sur « On »

Sur le panneau mécanicien latéral droit (génération électrique), très endommagé et brûlé, seuls les éléments exploitables suivants ont été relevés :

- ampèremètres des transfo-redresseurs : 1 brûlé « 0 », 2 cassé « 0 », 3 « 30 A », 4 cassé « 70 A »
- sélecteurs de coupure : TR1 inexploitable, TR2 sur « Normal », TR3 sur « Isol », TR4 sélecteur manquant
- interrupteurs de sécurité tuyères Eng 1 & 4 et Eng 2 & 3 sur « Normal » mais endommagés au choc
- pression réservoir de carburant : « 0 » (touche l'index rouge)

Sur le panneau mécanicien inférieur droit, très endommagé et brûlé, les éléments suivants ont été relevés :

- pression d'oxygène passager : 40 Psi avec drapeau
- indicateur de pression oxygène équipage endommagé, indique « 0 »
- sélecteur d'oxygène manquant
- quatre témoins de percussion des cartouches incendie : « Full »
- sélecteur de vérification des percussions inexploitable

Remarque : la position des commandes et les indications des instruments sur le site peuvent ne pas correspondre à leur position au moment de l'impact à cause de la perte d'alimentation électrique, du déplacement dû au choc et/ou à cause du feu.

1.12.3.3 Etat des moteurs

1.12.3.3.1 Tuyères secondaires

Les tuyères secondaires supérieures sont encore présentes sur les moteurs 1, 2, 4 et sont séparées de la structure de la tuyère sur le moteur 3. Les tuyères secondaires inférieures sont séparées de la structure et trois d'entre elles sont retrouvées intactes. Les vérins supérieurs des moteurs 2 et 4 sont attachés à la structure et aux tuyères. Les vérins inférieurs ont été retrouvés sur le site à l'exception d'un vérin du moteur 3.

Figure 35 : Vue générale de la tuyère secondaire supérieure du moteur 4

1.12.3.3.2 Tuyères primaires

Figure 36 : Tuyère primaire moteur 2

La tuyère primaire du moteur 3 est séparée de la structure de la tuyère secondaire. Cette dernière est arrachée du reste du moteur. Les tuyères des moteurs 1, 2 et 4 sont en place mais aplaties par l'impact au sol.

1.12.3.3.3 Constatations générales

Les tuyères primaires et secondaires ne présentent de traces de chauffe sur aucun des moteurs. Des traces noires sont visibles sur les panneaux intérieurs des paupières du moteur 1. On constate aussi des traces de suie sur la partie supérieure droite de la structure de la tuyère du moteur 2. Aucune trace de dommages consécutifs à une rupture non contenue n'a été observée.

La position des paupières des moteurs 1 et 2 est d'environ 21°, position compatible avec la phase de décollage ou l'arrêt d'un moteur. La position des paupières des moteurs 3 et 4 est de 0°.

Le moteur 2 paraît avoir eu un N1 négligeable avant l'impact. Le rotor du compresseur BP du moteur 1 a apparemment fait moins d'un quart de tour après l'impact avant d'être arrêté par l'écrasement du carter.

Figure 37 : Compresseur BP du moteur 1

Les moteurs 1 et 2 présentent des traces de chocs d'objets mous sur les aubes du rotor du compresseur BP. Le moteur 1 présente également des traces d'objets durs. Les dommages constatés sur les moteurs 3 et 4 montrent qu'ils ont heurté le sol avec un N1 beaucoup plus élevé que celui du moteur 1.

Aucun des moteurs ne présente de trace de feu antérieure à l'écrasement.

1.12.3.4 Etat des roues et pneumatiques

1.12.3.4.1 Roue n° 1

L'ensemble de la roue est brûlé. Le pneumatique, même brûlé, ne présente pas d'absence anormale de matière sur le site avant l'impact. On constate la présence de poudre noire, résidu de combustion, au bas de la roue. Aucune trace de feu antérieure à l'écrasement n'est observée.

Les deux demi-jantes sont entières.

Le bloc de frein est séparé de la roue. Il se trouve à environ deux mètres de celle-ci, dans une zone de feu. Il est recouvert d'un dépôt de suie.

1.12.3.4.2 Roue n° 2

Le pneumatique est endommagé par le feu. Les deux talons ne sont pas reliés par la bande de roulement. Le talon extérieur du pneumatique est entier, presque intact. Le talon intérieur est rompu, les fils métalliques des tringles, apparents, sont rompus, tous très exactement au même endroit. La gomme d'isolation des fils est brûlée.

Les flancs présentent localement des ruptures suivant des directions orientées à environ 45°. On constate une absence anormale de matière : on ne retrouve pas la matière noire de combustion du caoutchouc qui correspondrait au volume manquant au bas du pneumatique.

Les deux demi-jantes sont entières.

La roue présente encore sa couleur bleue, ce qui indique qu'elle n'a pas souffert d'un feu antérieur à l'écrasement.

Le bloc de frein est en place sur la fusée dans la roue.

1.12.3.4.3 Roue n° 5

Le pneumatique ne présente pas d'absence anormale de matière. Il présente une rupture statique par surcharge caractéristique. L'ensemble de la roue présente un aspect normal, sauf pour le secteur qui faisait face à l'incendie sur le site et où la bande de roulement est brûlée superficiellement. Il est certain que cette roue n'a pas subi de feu en vol.

Les deux demi-jantes sont entières.

Le bloc de frein est en place dans la roue.

1.12.3.4.4 Roue n° 6

Le pneumatique ne présente pas d'absence anormale de matière. Il présente une rupture statique par surcharge caractéristique. L'ensemble de la roue présente un aspect normal, sans trace de brûlure.

Les deux demi-jantes sont entières.

Le bloc de frein est en place dans la roue.

1.12.4 Travaux sur l'épave

1.12.4.1 Reconstruction de l'aile et examen des débris

A l'issue d'une première phase portant sur l'entourage intrados de la baie de train, une deuxième phase de reconstruction portant sur les portions de voilure comprises entre les longerons 46 et 72 et entre les nervures 21 gauche et droite s'est déroulée du 1er octobre 2000 au 31 janvier 2001. Cette opération a été conduite par le BEA et l'AAIB avec le concours actif de leurs conseillers.

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

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

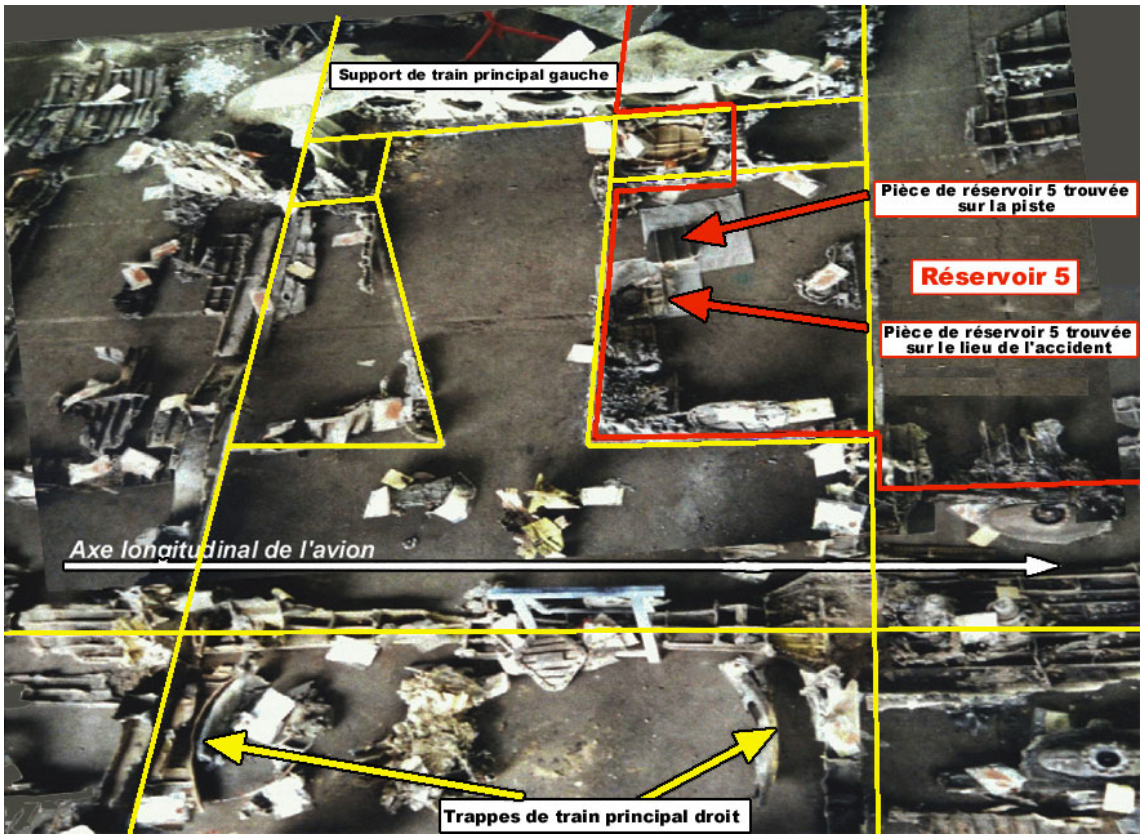


Figure 38 : Vue de la reconstitution de l'aile dans le hangar

1.12.4.1.1 Extrados

Il n'a pas été possible de reconstituer les surfaces situées à proximité des baies de train ainsi que l'essentiel de l'aile droite. Une pièce fondue présente ce qui ressemble à de petites perforations.

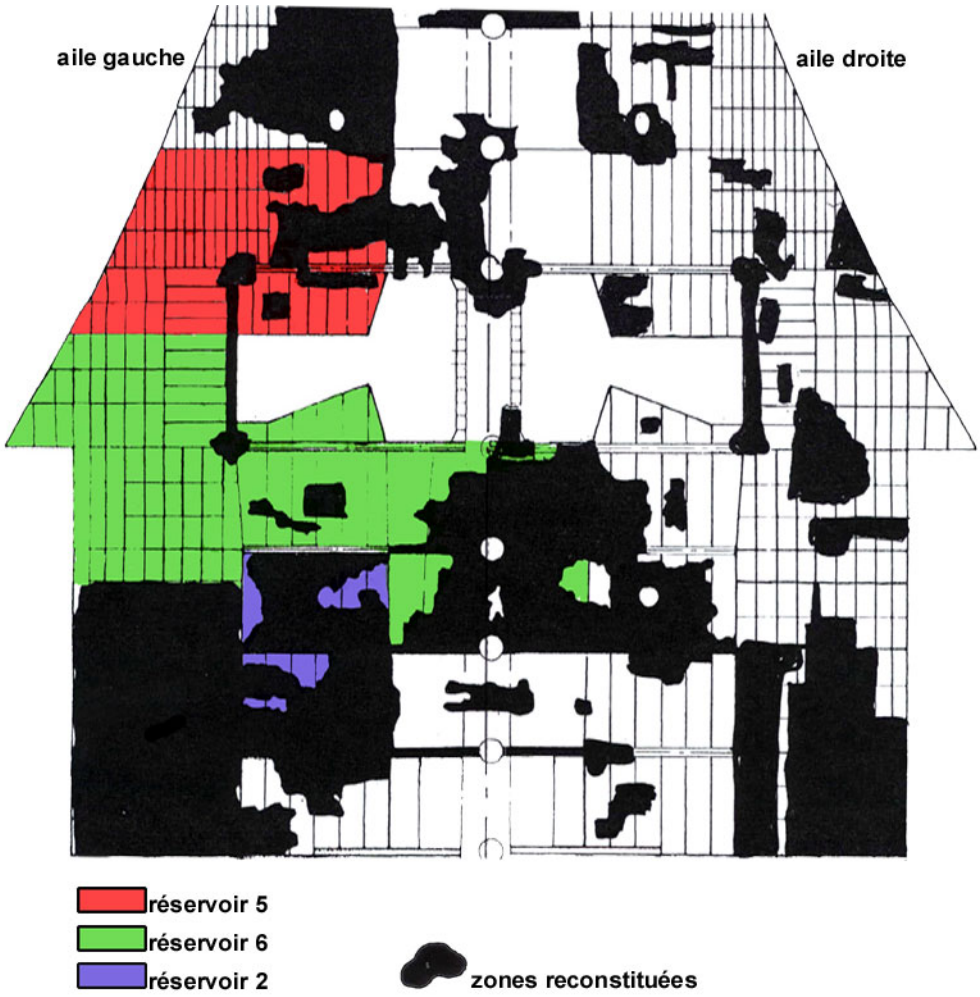


Figure 39 : Reconstitution informatisée de l'extrados

1.12.4.1.2 Intrados

Presque rien n'a été récupéré du réservoir 5. Seuls une partie du contour de la baie de train et deux emplacements de sonde sont encore visibles à proximité de l'emplacement du morceau retrouvé sur la piste. Ces pièces ne présentent pas de marques de perforation ou d'impact, sauf pour l'une d'entre elles.

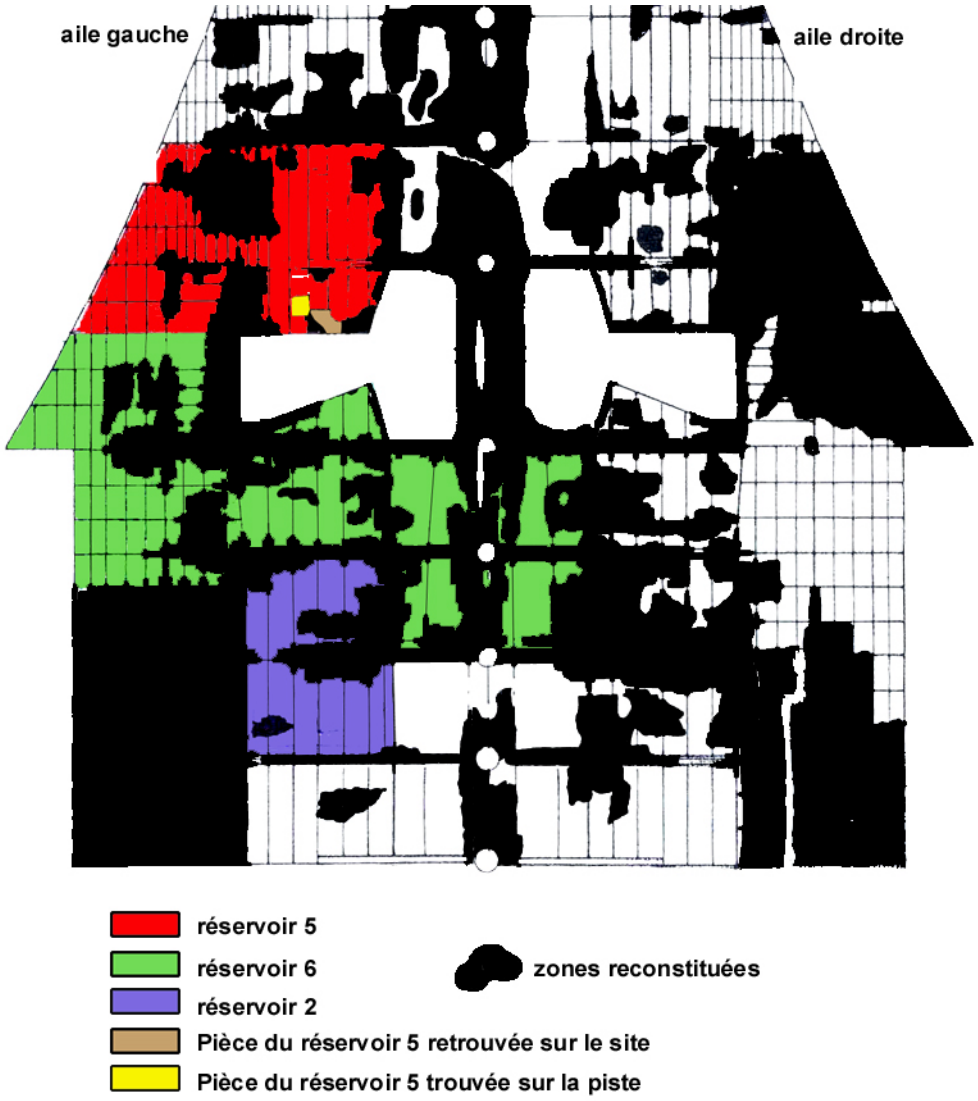


Figure 40 : Reconstitution informatisée de l'intrados

1.12.4.2 Partie arrière du fuselage

Une partie de la cloison verticale séparant le réservoir 11 du cône de queue a été identifiée. Les tuyauteries du système Jettison traversent cette cloison afin d'accéder au cône de queue où se trouvent les orifices de vidange. La partie de cette cloison située du côté du réservoir 11 ne porte pas de trace de feu ou de fusion. En revanche, la face située du côté du cône de queue porte des traces de suie et de combustion. Ceci est cohérent avec les éléments du cône retrouvés fondus sous la trajectoire. Il est probable que le feu s'est propagé dans le cône de queue par la porte du train auxiliaire.

1.12.4.3 Examen des sièges

Les sièges du poste de pilotage ont été examinés. Leur position est cohérente avec la position normale pour le décollage, notamment pour le commandant de bord qui avait son siège réglé en position pratiquement maximum avant et pour l'OMN qui avait son siège en position face à la planche de bord pilote. En effet, l'OMN se place au décollage (et également à l'atterrissage) entre le commandant de bord et le copilote, face au panneau central. De cette position, il ne peut pas actionner certains interrupteurs du panneau mécani-

cien situé latéralement à l'arrière du cockpit. En dehors des phases de décollage et d'atterrissage, il se replace face au panneau mécanicien.

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

1.12.4.4 Examen des trains d'atterrissage

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

Cet examen fait apparaître les éléments suivants :

- Le train principal gauche est sorti verrouillé au niveau de la contrefiche. Le train principal droit est très endommagé mais clairement identifiable en position « sortie ». Le train avant est détendu, son pion de verrouillage est sorti.
- Les deux verrous de fermeture des trappes des trains principaux sont en position ouverte.
- Le vérin de fermeture de la trappe de train avant gauche est détendu avec une course de cent millimètres. La course normale de ce vérin est de 35 mm lorsque la porte est fermée et de 195 mm lorsque la porte est ouverte.
- Le vérin de fermeture de la trappe du train principal gauche est cassé. Les examens effectués n'ont pas permis de déterminer la position du vérin au moment de l'impact.
- La charnière centrale de la trappe intérieure du train principal gauche a été identifiée. Les coulures de métal fondu indiquent que la poutre qui sépare les deux baies de train s'est retrouvée posée à plat après la dislocation de l'avion, avec la charnière en position fermée.
- Les charnières avant et arrière de la trappe intérieure du train principal droit ont été identifiées. La charnière avant est bloquée dans une position cohérente avec une trappe fermée. La charnière arrière est limitée à un débattement d'environ 20° autour de la position normale de fermeture.
- Il manque l'entretoise centrale maintenant en position fixe deux bagues latérales, sur l'axe de liaison fût/boggie du train principal gauche. Cette entretoise n'avait pas été remontée lors de la « check A01 » effectuée du 17 au 21 juillet 2000.

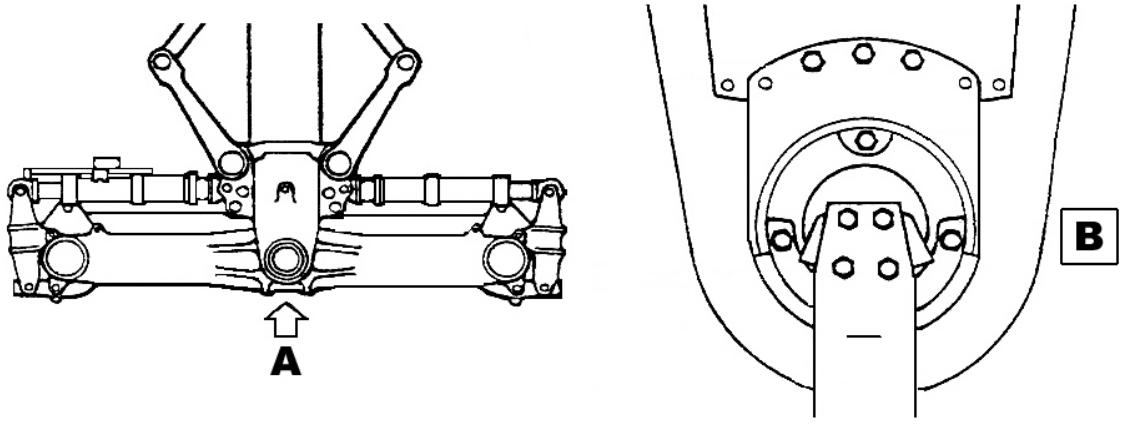


Figure 41 : Axe de liaison fût-boggie

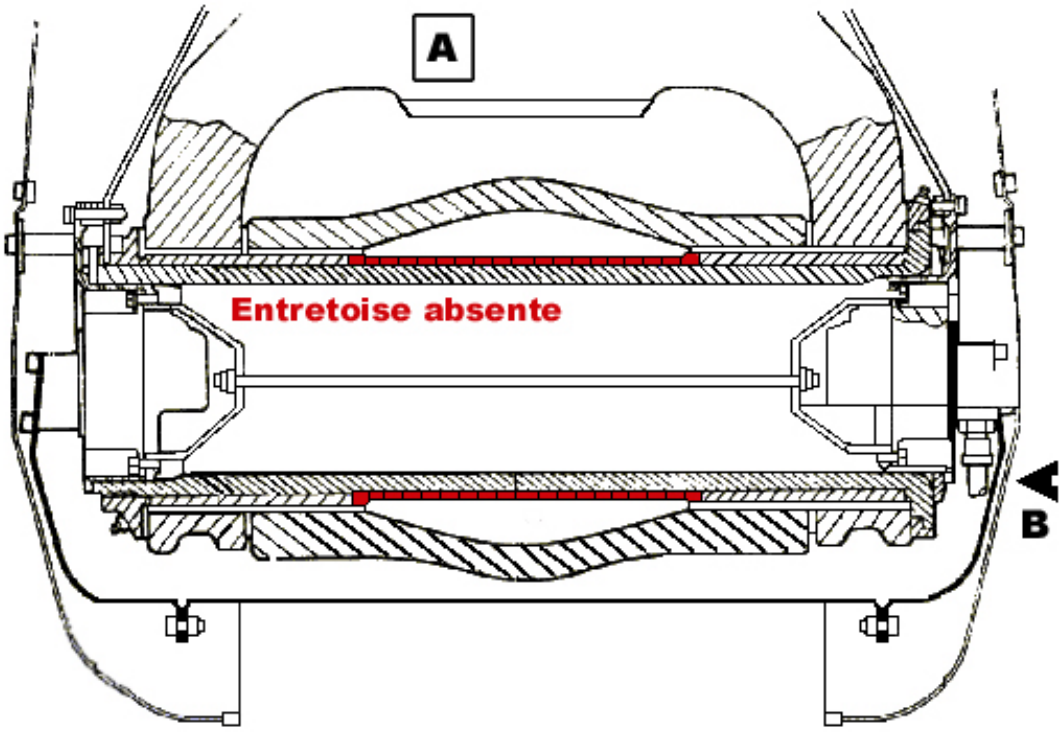


Figure 42 : Coupe de l'axe de liaison fût-boggie

1.12.4.5 Examen des baies sèches

1.12.4.5.1 Description

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

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

Chaque baie sèche est séparée des nacelles moteurs par un bouclier thermique. De même, la structure des capotages moteurs permet de préserver temporairement la structure de l'aile en cas de feu moteur[12].

12 Le constructeur a indiqué que, conformément au TSS, ces protections thermiques résistaient au moins trois minutes.

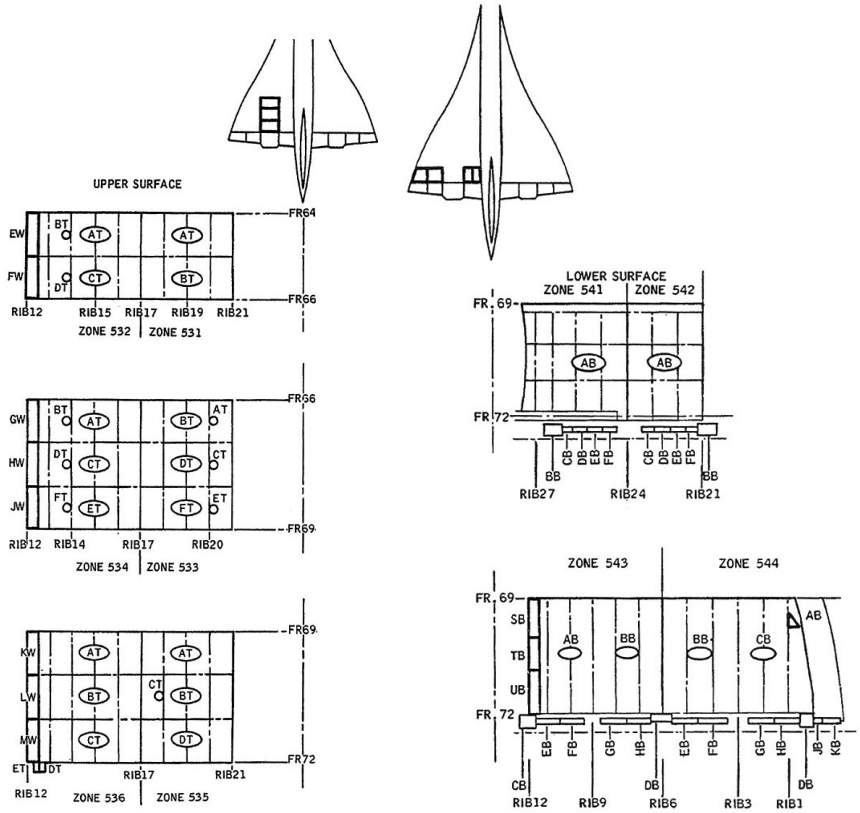


Figure 43 : Baies sèches

1.12.4.5.2 Examen

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

1.12.4.5.2.1 Partie avant

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

1.12.4.5.2.2 Partie arrière

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

de piste. La portion d'aile entourant cette trappe a été retrouvée sur le site. Les deux éléments portent des traces de suie matérialisant clairement l'écoulement de la flamme sur l'intrados de l'aile.

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

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

1.12.4.6 Résistance structurale à la flamme

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

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

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

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

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

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

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

1.13 Renseignements médicaux et pathologiques

Aucun élément médical ou pathologique susceptible d'être en rapport avec l'accident n'a été mis en évidence.

1.14 Incendie

Le feu de forte intensité s'est déclaré sous l'aile gauche alors que l'avion était en phase d'accélération entre V1 et VR.

Lors de l'impact au sol, l'avion s'est immédiatement embrasé. L'incendie s'est accompagné d'un phénomène de fusion d'éléments plastifiés de parties exposées de l'hôtel voisin. Ces données caractérisent une nuée de haute température.

Sur alerte visuelle d'un pompier, la caserne sud de l'aérodrome de Paris Charles de Gaulle s'est immédiatement mise en route. Dans le même temps, à 14 h 43, l'alerte rouge a été déclenchée via le réseau d'alerte local par les contrôleurs en poste à la vigie sud. Huit minutes après, les pompiers de l'aérodrome du Bourget sont arrivés les premiers sur le lieu de la catastrophe. Devant l'ampleur du sinistre, ils n'ont pu mettre en œuvre que des mesures palliatives et porter secours aux blessés.

Les sections de Sécurité Incendie et Sauvetage de Paris Charles de Gaulle sont ensuite intervenues avec leurs moyens d'intervention massifs : douze véhicules d'intervention, dont six propulsant de la mousse, et deux de liaison. Plus de 180 000 litres d'eau et 3 800 litres d'émulseur ont été utilisés.

Les renforts des casernes de pompiers avoisinantes ont permis de maîtriser le sinistre au bout de trois heures.

1.15 Questions relatives à la survie des occupants

Les occupants de l'avion ont tous été retrouvés à leur emplacement professionnel au décollage ou à l'emplacement du siège assigné à l'embarquement, à une homonymie près.

Les structures des sièges sont fragmentées. Toutes les ceintures de sécurité qui ont été retrouvées étaient bouclées.

Les circonstances de l'accident et l'état de l'avion n'offraient aucun espoir de survie.

1.16 Essais et recherches

1.16.1 Préparation du vol AFR 4590

1.16.1.1 Préparation des vols à Air France

Quatre entités participent à la préparation des vols au sein d'Air France : l'étude vol, le départ vol, la piste et le trafic.

1.16.1.1.1 L'étude vol

La préparation du vol commence vers « H – 5 », « H » étant l'heure prévue pour le départ. L'agent chargé de cette étude établit un dossier de vol dont certaines pièces sont réglementairement archivées pendant un mois. Il utilise un logiciel (AOGE) où figurent les caractéristiques de chaque avion et qui permet, entre autres, de connaître les NOTAM, les zones dangereuses, les limitations de l'aéronef en fonction des conditions du jour et de passer le plan de vol. En ce qui concerne le Concorde, certains éléments, en particulier la masse prévisionnelle au décollage et le carburant nécessaire au vol, sont déterminés manuellement. Une fois la préparation terminée, la partie du dossier de vol traitée informatiquement est transmise automatiquement à la section départ vol tandis que la partie manuelle lui est portée par l'agent.

1.16.1.1.2 Le départ vol

C'est au « départ vol » que l'équipage vient retirer et étudier son dossier de vol. La dernière information météorologique disponible est généralement placée dans ce dossier une ou deux heures avant le départ. Une fois le dossier étudié, le commandant de bord signe la fiche de calcul du carburant. Cette fiche est archivée pendant un mois.

1.16.1.1.3 La piste

Le personnel intervenant sur l'avion au parking est le suivant :

- un technicien service avion chargé de la supervision et du contrôle de la mise en place du matériel pour l'assistance de l'avion au sol. Il assure cette fonction de « H - 150 minutes » à « H + 15 minutes ».
- deux agents polyvalents qui assurent la préparation du matériel de piste, l'assistance aux mécaniciens et l'assistance au départ.
- un agent chargé du contrôle du chargement des bagages (C2). C'est cet agent qui signe le plan de chargement remis au chef avion après exécution.
- quatre agents de service avion chargés de la manutention.

1.16.1.1.4 Le trafic

De « H – 2 » à « H – 1 » environ, le chef avion assure la fonction dite D1 de préparation et de prévision du vol. Dans ce cadre, il effectue les tâches suivantes :

- établissement d'une prévision de la masse du fret et des passagers,
- établissement d'un plan de chargement de l'avion,
- établissement d'une prévision de la masse finale des bagages en fonction du nombre de passagers prévus, avec utilisation du système GAETAN pour connaître les bagages déjà enregistrés,
- calcul d'un centrage prévisionnel à partir de la masse de base de l'avion, de l'index de base, des éventuelles tolérances, etc.

A partir de « H – 1 », le chef avion assure la fonction de coordination des actions sur l'avion au sol et la fonction finale D3 d'actualisation des données du système GAETAN. A « H - 10 minutes », les données de masse et de centrage doivent être finalisées. Cet état est remis à l'équipage et signé par le commandant de bord.

Remarque : la quantité de carburant embarquée est demandée directement par l'équipage de conduite. En aucun cas le chef avion n'a la possibilité de la modifier sans l'approbation de ce dernier.

1.16.1.2 Cas du vol AFR 4590

1.16.1.2.1 L'étude vol

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

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

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

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

Remarque 1 : le service de préparation centralisée des vols et les box de préparation des vols où travaillent les équipages ne sont pas situés dans le même bâtiment.

Remarque 2 : la piste 27 était en travaux depuis trois semaines. Les consignes d'aide à la préparation des vols indiquaient que cette piste devait être « préférentielle pour le Concorde, cause nuisances», la piste 26 droite ne devant être utilisée « qu'exceptionnellement ». Toutefois, les informations concernant les configurations pistes et notamment les longueurs utilisables étaient disponibles.

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

1.16.1.2.2 Le départ vol

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

1.16.1.2.3 La piste

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

Le plan de chargement des bagages n'a pas été signé par l'agent C2 parce que des bagages signalés rouges par le système SRB de réconciliation des bagages avaient été embarqués (voir § 1.16.2). L'autorisation de charger a été donnée par le chef avion et

c'est le technicien service avion qui a signé le plan de chargement final sans lequel l'état de charge ne pouvait être établi.

1.16.1.2.4 Le trafic

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

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

Le chef avion a rentré successivement des masses de carburant totale et pour le roulage de 95,0 et 1,9 tonnes à 11 h 55, de 95,5 et 2 tonnes à 12 h 14, de 95,4 et 2,1 tonnes à 12 h 15 et enfin de 95,4 (dont deux tonnes pour le roulage) à 12 h 16, ce qui correspond à la première colonne du premier tableau figurant au § 1.6.5.1. A 14 h 01 il a établi l'état de charge définitif dont les données figurent dans les deuxième et troisième colonnes du même tableau.

Remarque : le forfait carburant prévu par Air France pour le roulage à Paris Charles de Gaulle est d'une tonne.

1.16.2 Chargement de l'avion

Le jour de l'accident, un certain nombre de bagages présents sous l'avion (vingt-neuf en tout) ont été déclarés inconnus par le SRB, c'est-à-dire le système dit de « réconciliation des bagages » qui permet d'assurer le contrôle de rapprochement réglementaire au titre de la sûreté).

Lors de l'enregistrement, le système GAETAN transmet au SRB les informations permettant d'identifier le bagage (numéro d'étiquette ou tag, nom du passager, etc.). Ces informations sont stockées dans la base de données SRB. Dans le même temps, GAETAN incrémente en temps réel l'état de charge lié au bagage sur l'écran du chef avion.

Au moment du chargement, l'agent lit à l'aide de son terminal portable le numéro de l'étiquette attachée au bagage. Cette information est transmise au SRB qui autorise le chargement. Si le numéro lu n'existe pas dans la base de données, la réponse est « tag inconnu ».

Pour le vol AFR 4590, les places étaient attribuées nominativement et un billet collectif avait été émis à Paris. Au départ des vols d'apport (par exemple Düsseldorf – Paris), les bagages n'étaient enregistrés dans GAETAN que pour ces seuls vols, bien qu'ils soient étiquetés jusqu'à New York. Une saisie séparée des données (poids, tag) devait donc également y être faite pour le vol AFR 4590, or il apparaît qu'elle ne l'a pas été systématiquement, ce qui explique que certains bagages n'étaient pas connus du SRB.

Ces bagages ont finalement été chargés après vérification par le chef avion que tous les passagers étaient à bord, que tous les bagages étaient bien étiquetés et qu'ils avaient tous passé le contrôle aux rayons X, le vol étant un vol sécurisé.

La comparaison des listings GAETAN et SRB du vol AFR 4590 et des vols d'apport montre que les bagages avec des « tags inconnus » n'ont effectivement pas été pris en

compte par GAETAN. De ce fait, ils n'ont pas été pris en compte dans l'état de charge informatique utilisé par le chef avion pour obtenir la masse de bagages embarquée.

En revanche, dix bagages prévus sur le vol et comptabilisés dans GAETAN n'ont pas été chargés, ce qui ramène à dix-neuf le nombre de bagages supplémentaires embarqués par rapport à l'état de charge.

1.16.3 Observations et images de l'accident

Les éléments suivants ressortent de l'observation des images disponibles de l'accident et des indications données par diverses personnes présentes sur l'aéroport ou qui ont vu la trajectoire de l'avion.

De l'avis général, la phase initiale du décollage était tout à fait normale. Les quatre dards de la post combustion étaient parfaitement visibles. Pendant l'accélération, plusieurs personnes ont entendu des explosions. La première a été perçue quand l'avion était aux environs de W6 et a été suivie de l'apparition d'une flamme. L'embrasement initial s'est produit sous l'aile, entre les nacelles des moteurs de gauche et le fuselage, quelques secondes avant le début de la rotation, l'avion étant aux environs de W7 ou de S5.

Certains rapportent avoir vu des pièces tomber sur la piste immédiatement après la première explosion. Les explosions ont été aussitôt interprétées comme étant du pompage moteur par des mécaniciens se trouvant en zone technique et en zone de fret.

Figure 44 : Reproduction interdite - Source Buzz Pictures/Corbis Sygma

Plusieurs personnes décrivent un embrasement en deux phases, faisant état d'une petite flamme ou d'une flamme de type chalumeau qui serait soudain apparue, avant de prendre une grande dimension en largeur (elle entourait les moteurs de gauche) et en longueur (environ une longueur de fuselage). Cette flamme s'accompagnait d'une épaisse fumée noire.

Pour de nombreuses personnes habituées à voir et à entendre le Concorde, le bruit de l'avion était peut-être différent de l'accoutumée. Plusieurs ont noté une légère embardée à gauche dont certaines précisent qu'elle a été stabilisée sur une trajectoire légèrement désaxée.

Après le décollage, de nombreuses petites pièces ont été vues tomber de l'avion, tout au long de sa trajectoire.

Après avoir dépassé la zone de fret, l'avion ne montait plus, l'incidence semblait constante, le train était sorti. Il a survolé la RN 17 à environ deux cents pieds puis il a fait un virage à gauche à forte inclinaison, s'est cabré et est retombé sur l'aile gauche après une

variation de cap de près de 180°. Il y a eu d'abord un embrasement puis une ou plusieurs explosions.

Des PNC qualifiés ou ayant été qualifiés sur Concorde ont été unanimes dans la description des sensations ressenties lors d'un décollage : bruits, odeurs, bruit caractéristique de la rentrée du train, etc. Ils ont précisé que l'équipage de cabine, de par son expérience, ne pouvait pas ne pas avoir perçu de changements significatifs lors du décollage de l'avion, notamment les pompages moteurs, les accélérations longitudinales et latérales et les odeurs.

1.16.4 Evénements antérieurs

1.16.4.1 Caractérisation des événements

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

La liste en annexe 5 fait apparaître les événements provenant d'au moins deux sources différentes ou pour lesquels des rapports ou des informations détaillées existent.

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

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

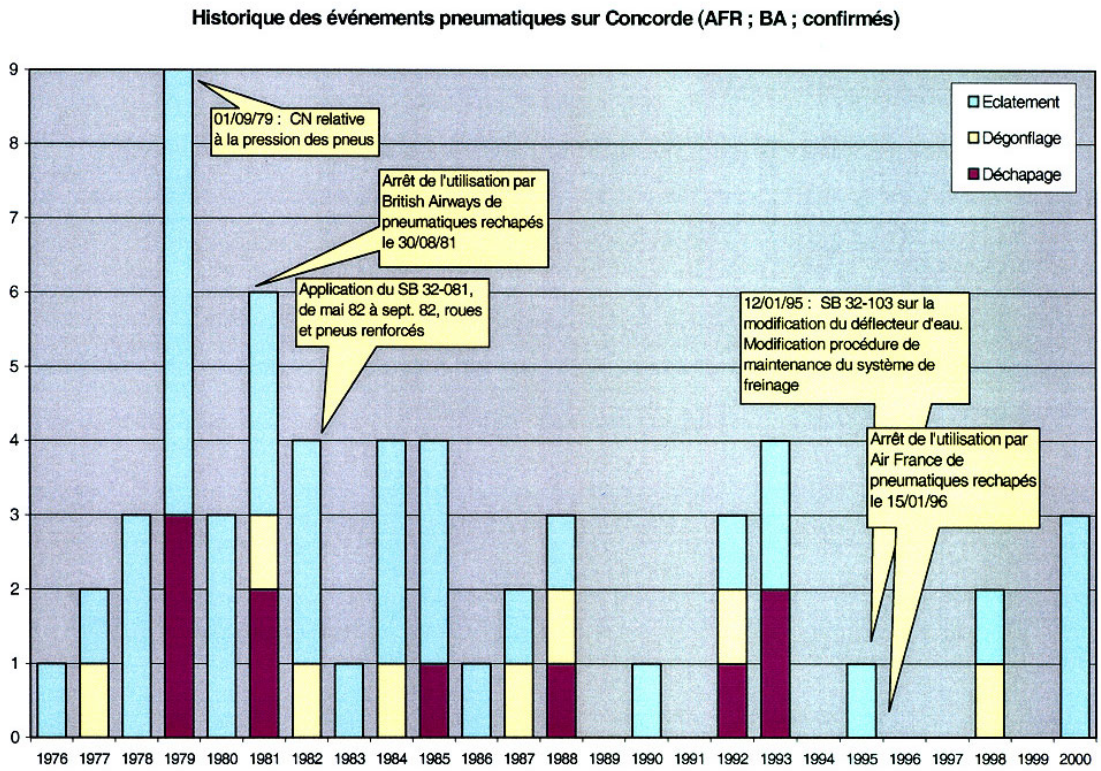


Figure 45 : Historique des événements pneumatiques sur Concorde

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

1.16.4.2 Evénements ayant occasionné des dégâts structuraux aux réservoirs

- 14 juin 1979 : F-BVFC au décollage de Washington Dulles.

Dégonflement puis déchapage du pneu n° 6, entraînant l'éclatement du pneu n° 5, la destruction de la roue n° 5 et des perforations de petites dimensions des réservoirs 2, 5 et 6. Après des essais infructueux de rentrée du train, la perte du circuit Vert et la baisse de niveau du circuit Jaune jusqu'au premier bas niveau, l'équipage s'était re-posé à Washington vingt-quatre minutes plus tard.

- 9 août 1981 : G-BOAG au décollage de New York JFK.

Eclatement des pneus n° 1 et n° 2 entraînant une perforation de faibles dimensions du réservoir 5.

- 15 novembre 1985 : G-BOAB au décollage de Londres Heathrow.

Eclatement du pneu n° 5 entraînant la détérioration de la porte de train. Perforation de faible dimension du réservoir 5, probablement par un morceau du mécanisme de cette porte.

- 29 janvier 1988 : G-BOAF au décollage de Londres Heathrow.

Perte de dix écrous de la roue n° 3. Un boulon avait perforé le réservoir 7.

- 15 juillet 1993 : G-BOAF à l'atterrissage à Londres Heathrow.

Eclatement du pneu n° 4 entraînant la détérioration du mécanisme de la porte du train. Le réservoir 8 avait été endommagé, vraisemblablement par un morceau de ce mécanisme.

- 25 octobre 1993 : G-BOAB au roulage (taxiway) à Londres Heathrow.

Eclatement du pneu n° 2 entraînant la détérioration du déflecteur d'eau. Le réservoir 1 avait subi une perforation de petites dimensions, vraisemblablement par un morceau du déflecteur.

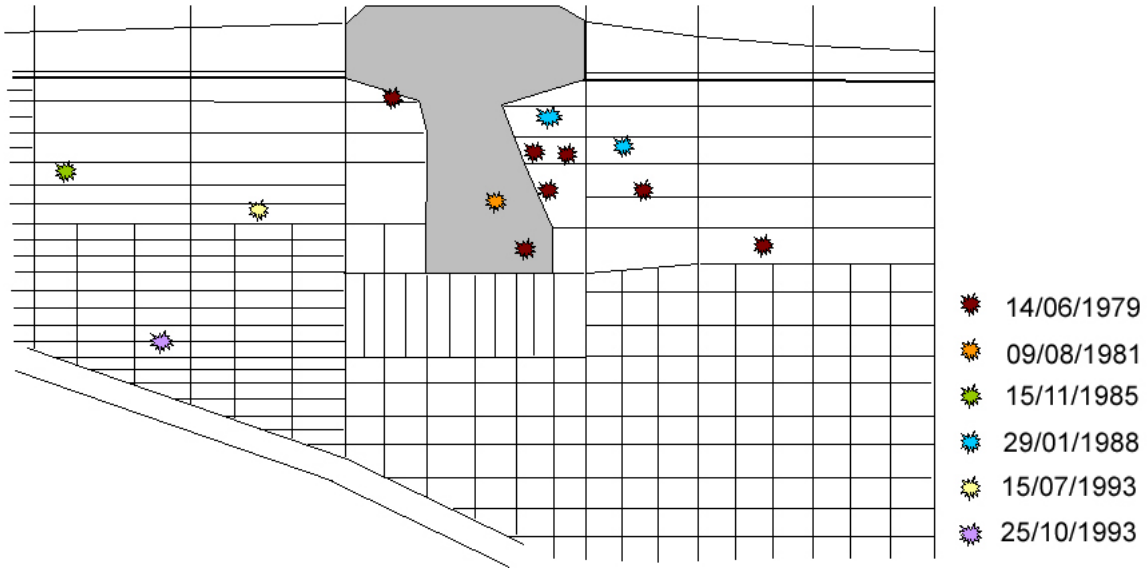


Figure 46 : Impacts avec perforation lors des différents incidents (aile droite et aile gauche)

On peut préciser que :

- quatre de ces événements se sont produits au décollage. Parmi ceux-ci, dans un cas l'endommagement du pneu a été provoqué par un objet sur la piste, dans deux cas il s'agit d'un éclatement de pneu dont l'origine n'a pas été déterminée et le dernier cas est dû à un dégonflement du pneu alors que l'avion roulait à grande vitesse. Un de ces événements a été suivi d'un arrêt décollage. Au cours des trois autres, l'avion a décollé et est revenu se poser.

- un événement a eu lieu à l'atterrissage. L'éclatement était dû au blocage du système de freinage.

- le dernier événement s'est produit au roulage alors que l'avion dégageait la piste. L'éclatement était également dû au blocage du système de freinage.

1.16.4.2.1 Evénement du 14 juin 1979 à Washington

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

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

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

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

- Risque nacelle. L'étude rappelait qu'au cours de la certification, il avait été démontré que les endommagements subis par les nacelles dans le cas d'un impact par un débris de pneumatique de quatre livres à une vitesse de 217 kt n'étaient pas de nature à compromettre le fonctionnement des moteurs.

- Risque moteur. L'étude rappelait les conclusions des travaux sur l'ingestion de débris par les moteurs. En cas d'ingestion de débris massifs, la perte de poussée était rapide et totale, seul le moteur interne était susceptible d'être touché et uniquement en cas d'éclatement d'un pneu externe. Cette analyse était fondée sur des considérations de taille et de position des entrées d'air associées à l'étude des trajectoires des débris. Dans le cas de débris de taille réduite et en s'appuyant sur l'expérience en service d'avions présentant une géométrie similaire (Vulcan, Comet, Nimrod), une perte de poussée significative était considérée comme extrêmement improbable.

- Risque de perforation des nourrices. Compte tenu de la ségrégation des nourrices alimentant deux moteurs adjacents, l'étude considérait que le risque de perforation simultanée de ces deux nourrices était suffisamment faible. La poursuite de l'alimentation des moteurs en cas de fuite avait également été étudiée et l'étude concluait qu'ils pouvaient continuer à fonctionner au moins vingt minutes.

- Risque de feu. S'appuyant sur les données de fuite de l'événement, l'étude concluait que le risque de feu était limité en considérant :

    - que la taille des perforations et le taux de fuite sont suffisamment faibles ;
    - que l'inflammation ne peut pas être provoquée par les débris de caoutchouc ou de métal pénétrant dans le réservoir ;
    - que les fuites de carburant des réservoirs 6 ou 7 suivent l'écoulement à l'intrados et restent sensiblement parallèles à l'axe de l'avion sans rencontrer de zones de décollement et s'évacuent donc par le bord de fuite de l'aile. La tuyère secondaire est à une température trop faible pour enflammer le carburant ;
    - que du carburant provenant des fuites des réservoirs 5 ou 8 peut s'accumuler dans le puits de train. Seuls les circuits électriques situés dans ce compartiment constituent dans ce cas une source possible d'inflammation ;
    - que l'inflammation du carburant au contact des freins chauds ne serait pas systématique compte tenu de la température moyenne atteinte par les freins ;

- qu'en cas de perforation des réservoirs devant les entrées d'air, les fuites seraient peu importantes (du fait de la taille limitée des débris qui avait été prise en compte) et ne pourraient pénétrer dans le moteur qu'à très faible vitesse (après l'atterrissage) et régime de poussée élevé.

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

- CN du 14 janvier 1981, entrée en vigueur le 21, imposant l'installation d'un système de détection de sous-gonflage des pneumatiques de train principal. Une amélioration de ce système a ensuite été imposée par CN le 15 mai 1982.
- CN du 14 janvier 1981, entrée en vigueur le 21, imposant l'amélioration de la protection du système hydraulique de freinage normal.
- CN du 5 mai 1982, entrée en vigueur le 15, définissant une procédure de vérification des pneus et roues du train principal avant chaque vol.
- CN du 5 mai 1982, entrée en vigueur le 15, imposant l'installation de nouvelles roues renforcées afin de limiter les endommagements en cas de contact avec le sol et de nouveaux pneus renforcés capables de supporter deux fois la charge normale (le règlement demande une fois et demie).

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

1.16.4.2.2 Autres événements

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

Les déflecteurs ont fait l'objet d'un bulletin service optionnel (cf. § 1.6.2.4).

Une étude, initialement conduite par British Airways et EADS, pour limiter par l'installation d'un câble de rétention les conséquences de la rupture du crochet de verrouillage de la porte de train n'a pas abouti. Ce point reste cependant d'actualité.

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

1.16.5 Mécanisme de destruction du pneumatique

1.16.5.1 Vérification expérimentale

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

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

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

Figure 47 : Chariot d'essai pour les pneumatiques

Au cours des essais :

- un premier positionnement de la lamelle, effectué avec la lamelle en titane, s'est traduit par son écrasement par le pneumatique,
- pour un second positionnement, la lamelle est restée stable sur la tranche et le pneumatique a été entaillé,
- la coupure du pneumatique s'est faite sur toute son épaisseur, pratiquement sur toute la largeur de la surface de contact au sol et selon la forme de la lamelle,
- cette coupure s'est poursuivie sur les épaules et les flancs du pneumatique par une rupture statique selon la direction des fibres des tissus faisant office de renfort de la carcasse,
- des déchirements statiques se sont propagés jusqu'au niveau des talons, soit un peu plus profondément que les déchirements constatés sur le pneumatique de la roue n° 2 du F-BTSC.

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

Figure 48 : Position de la lamelle sous le pneu

Figure 49 : Coupure du pneumatique

1.16.5.2 Etude théorique de l'entaillage d'un pneumatique par une lamelle

Dans le cadre de l'enquête, il a été demandé au Centre Technique des Industries Mécaniques (CETIM) de Nantes, spécialisé dans l'étude des polymères, plastiques et composites, de déterminer le comportement théorique d'un pneumatique passant sur un obstacle de type lamelle. A cette fin, le CETIM a conduit une étude en utilisant la modélisation par éléments finis d'un pneumatique à carcasse diagonale possédant des caractéristiques semblables à celles des pneumatiques qui équipaient le F-BTSC.

Les caractéristiques mécaniques et physico-chimiques des matériaux avaient été fournies par Goodyear. Celles de la lamelle correspondaient aux caractéristiques de la pièce retrouvée sur la piste.

Deux cas ont été considérés :

- une lamelle dite « courte » dont au moins une extrémité se trouve à l'intérieur de la zone de contact entre le pneu et le sol,
- une lamelle suffisamment longue pour déborder de la zone de contact.

Cette étude théorique montre que les endommagements par les extrémités de la lamelle se caractérisent dans les deux cas par des délaminages entre les diverses couches de renfort et qu'il y a coupure franche perpendiculaire au plan de la bande de roulement au niveau de l'arête de la lamelle.

1.16.5.3 Essais conduits au CEAT

Les essais au CEAT avaient pour objet de faire rouler des pneumatiques de Concorde sur des lamelles en titane pour établir le catalogue des différents aspects des faciès de rupture en fonction des paramètres introduits.

Des lamelles semblables à celle retrouvée sur la piste ont été soudées par points sur des tôles de faible épaisseur. Celles-ci coulissaient sur deux câbles pour être introduites entre le pneumatique et le tambour du banc dynamique qui entraînait le pneumatique à des vitesses de rotation prédéterminées.

1.16.5.3.1 Essais à faible vitesse

Différents essais ont été conduits à la charge de 22 900 daN en faisant évoluer à faible vitesse le pneumatique gonflé. Ces essais ont montré que la vitesse d'interférence est un paramètre important pour la pénétration de la lamelle.

Une carcasse de pneumatique a été coupée au couteau sur dix des quatorze plis de renfort. Lors du regonflage, les lèvres de la coupure sur la bande de roulement se sont écartées d'environ 5 mm dès que la pression de trois bars a été atteinte[13]. Ceci montre que la lamelle ne pouvait pas rester emprisonnée dans le pneu. Après gonflage, celui-ci a été mis en rotation. La rupture s'est produite à 60 m/s et le principal morceau de pneumatique libéré à partir de la coupure pesait 2,5 kilogrammes.

1.16.5.3.2 Essais de pénétration dynamique d'une lamelle

Deux essais ont été conduits avec un pneumatique en rotation à grande vitesse.

Pour ces essais, après simulation d'un roulage de trois mille mètres, le volant accélère pour simuler le décollage. La lamelle était alors introduite entre le tambour et le pneumatique.

Pour le premier essai, le mécanisme a été actionné alors que le pneu roulait à 60 m/s. Celui-ci a immédiatement éclaté. Deux morceaux, respectivement de onze et sept kilogrammes, ont été éjectés, ainsi qu'un long morceau de bande de roulement.

Pour le deuxième essai, la vitesse a été augmentée pour correspondre à une vitesse de translation de 75 m/s. Le pneumatique a également éclaté dès l'introduction de la lamelle, libérant plusieurs morceaux d'une masse totale de 17,6 kilogrammes. Les deux morceaux les plus lourds pesaient 5,9 et 5 kilogrammes.

13 La pression nominale des pneumatiques de Concorde est de 16 bars.

Les morceaux présentaient des coupures franches dans la zone de contact avec la lamelle et des formes similaires à celles observées sur le pneumatique n° 2.

1.16.5.4 Examens conduits au LRCCP

Le Laboratoire de Recherche et de Contrôle des Caoutchoucs et Plastiques (LRCCP) a été chargé par les responsables de l'enquête judiciaire de conduire des examens sur les débris du pneumatique n° 2.

Dans un premier temps, la reconstitution du pneumatique a permis de constater qu'il en manque plus de 30 % et que la lamelle avait été abordée par son côté concave.

Le laboratoire a également vérifié que les caractéristiques du pneumatique étaient comparables à celles des autres pneumatiques Concorde examinés. Ces caractéristiques étaient conformes aux exigences de fabrication et de certification. Sur la surface de la coupure, les fils des tissus de renfort sont tranchés sur la plus grande partie de l'épaisseur et certaines zones de la gomme sont irisées, avec des espacements correspondant à ceux des trous de la lamelle.

Divers morceaux des pneumatiques entaillés lors des essais conduits aux Etats-Unis et au CEAT ont été examinés au LRCCP. Les observations ont montré une similitude de leur faciès de coupure avec celui du pneumatique n° 2.

La photo ci-dessous montre la superposition de trois morceaux appartenant, de bas en haut, au pneumatique n° 2 (vitesse de l'ordre de 85 m/s), à un pneumatique essayé au CEAT avec interférence à 65 m/s et à un pneumatique essayé aux Etats-Unis avec interférence à 2,5 m/s.

Figure 50 : Coupe de différents pneumatiques Concorde

1.16.6 Lamelle métallique retrouvée sur la piste

La lamelle métallique retrouvée sur la piste après l'accident paraissait être de type aviation ; elle n'appartenait pas au Concorde. Une recherche a donc été entreprise pour identifier l'avion duquel elle aurait pu tomber. Cette recherche a porté en priorité sur les avions

ayant décollé de la même piste après 13 h. De plus, l'étude de plusieurs types d'avion a montré que la pièce pouvait être une bande d'usure (wear strip) d'un capot d'inverseur de moteur CF6-50.

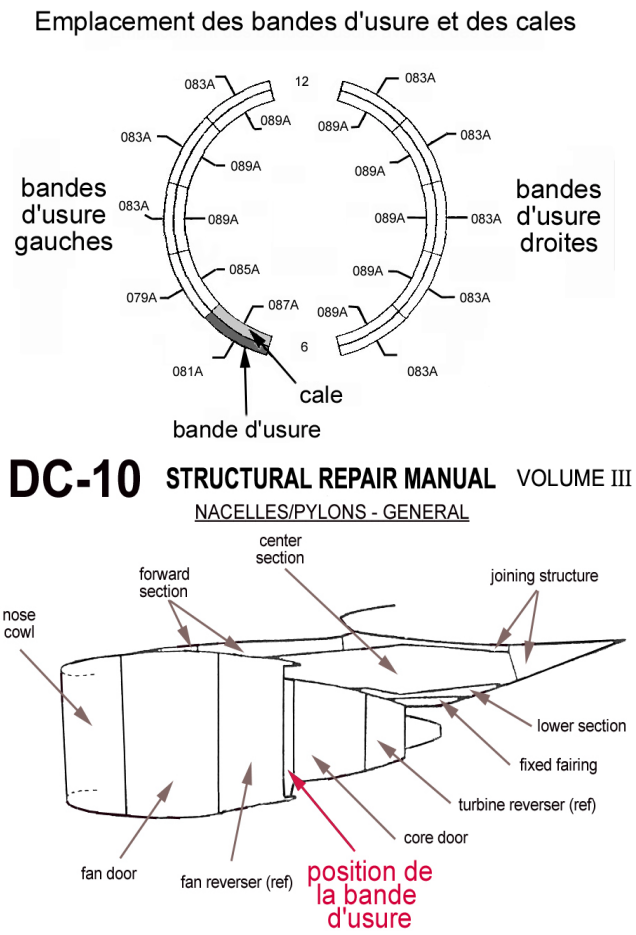


Figure 51 : Schémas montrant la position des bandes d'usure

Un DC 10 immatriculé N13067, exploité par Continental Airlines, avait décollé cinq minutes avant le Concorde pour effectuer le vol COA 55 Paris-Newark. Cet avion, observé brièvement le 30 août 2000 à Paris Charles de Gaulle, pouvant être l'avion qui avait perdu la pièce, un enquêteur technique, assisté du représentant accrédité du NTSB et de spécialistes de la FAA, s'est rendu à sa base de Houston pour l'examiner en présence de représentants de l'exploitant.

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

1.16.6.1 Constatations sur le N13067

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

a) Support arrière du capot de l'inverseur

- il manque la bande d'usure inférieure gauche d'une longueur d'environ quarante-quatre centimètres. Le capot arrière (core cowl door) fermé vient normalement s'appuyer par sa partie avant sur des bandes d'usure,
- le support a été peint d'un primaire époxy vert,

- à l'emplacement de la pièce qui manque, le support est enduit de mastic de type RTV 106 rouge et comporte encore plusieurs rivets ; il est percé de trente-sept trous dont certains présentent des inter-distances inférieures à deux fois le diamètre des trous.
- il n'y a aucune trace de RTV 106 sur les autres parties du support,
- il n'y a aucune trace de RTV 106 sur les bandes d'usure présentes,
- il y a de nombreuses coulures de peinture sur le support et sur les bandes d'usure. La peinture dépasse partiellement sur le capot fan de l'inverseur,

Figure 52 : Photographies montrant la position des bandes d'usure

b) Bandes d'usure

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

c) Bande d'usure inférieure droite

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

d) Capot fan gauche

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

e) Ensemble capot fan et capot inverseur refermé

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

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

1.16.6.2 Documentation du constructeur

1.16.6.2.1 Démontage et réparation des bandes d'usure

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

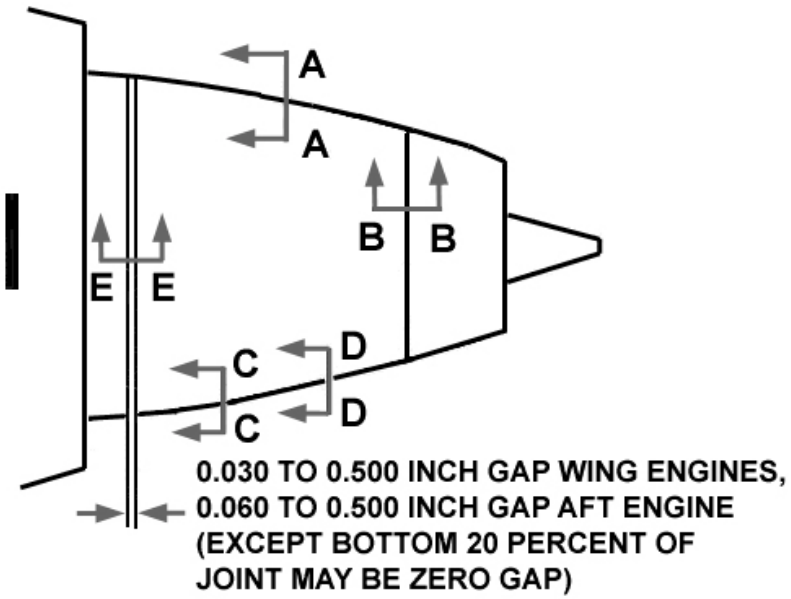


Figure 53 : Schéma de capot arrière

1.16.6.3 Maintenance du N13067

Les documents de maintenance du N13067 montrent que les bandes d'usure gauches du moteur 3 ont été remplacées à Tel-Aviv, par Israel Aircraft Industries, lors de la check C achevée le 11 juin 2000.

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

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

1.16.6.4 Examen de la lamelle métallique

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

- la lamelle mesure 435 mm de long, 29 à 34 mm de large et environ 1,4 mm d'épaisseur. Elle est constituée d'un alliage de type TA6V composé de titane (89,67 %), d'aluminium (7,03 %), de vanadium (2,28 %) et de fer (1,02 %). Elle est recouverte sur une face d'une peinture primaire verte constituée d'une résine époxy bisphénol A contenant des charges de silicate et des pigments de chromate de strontium. L'autre face est recouverte d'un mastic silicone rouge pour hautes températures. Les rivets, de type Cherry Max, sont constitués d'une douille en alliage d'aluminium - magnésium AG-5 ou 5056 et d'une tige en acier fortement allié au chrome - nickel - molybdène recouverte d'une couche de cadmium,

- la lamelle présente douze perçages dont l'entraxe est aléatoire et dont certains sont excentrés de l'axe longitudinal,

- la présence d'amas circulaires sur la face côté mastic atteste que la pièce en vis-à-vis présente des perçages supplémentaires. Dix-sept empreintes de trou ont pu être comptées en plus des douze trous percés dans la lamelle,

- des taches noires ont été observées sur la face externe de la lamelle et un débris d'élastomère noir a été retrouvé coincé dans l'un des rivets. Les spectres de ces traces et débris correspondent à la matière du pneumatique.

1.16.6.5 Examen des prélèvements effectués sur le N13067

Les prélèvements effectués lors de l'examen du N13067 à Houston ont été examinés en laboratoire :

- la peinture primaire provenant du capot est similaire aux résidus de peinture prélevés sur le mastic de la lamelle,

- le mastic rouge prélevé sur le capot à l'emplacement de la pièce qui manque est un mastic silicone de même nature que celui présent sur la lamelle,

- le rivet prélevé sur une autre lamelle, de type Cherry Max, est constitué d'une douille en alliage d'aluminium – magnésium AG-5 (5056) et d'une tige en acier faiblement allié de type 40NVD 2 (acier AISI 8740). Le matériau constituant la tige est légèrement différent de celui des rivets de la lamelle.

1.16.6.6 Analyse des photos du capot du N13067

Les photographies du capot du moteur droit prises lors de l'examen du N13067 ont été comparées à la lamelle métallique :

- l'espace libre sur la bande de jointure de fermeture du capot a des dimensions comparables à celles de la lamelle,

- le capot présente trente-sept perçages de même diamètre que ceux de la lamelle ; ils correspondent aux perçages et aux empreintes circulaires visibles sur la face côté mastic de celle-ci,

- huit rivets sont en place, dans des trous ne correspondant pas à ceux de la lamelle. Ils paraissent résulter d'un ancien montage,

- il y a correspondance entre les zones d'arrachement et de décollement du mastic présent sur la lamelle et sur le capot moteur.

Remarque : la plupart des constatations figurant dans les § 1.16.6.4, 1.16.6.5 et 1.16.6.6 ont été faites au centre d'essais des propulseurs de Saclay.

En conclusion, les investigations et examens effectués font apparaître une bonne correspondance entre la lamelle métallique et la bande de jointure du capot du moteur 3 du N13067.

1.16.7 Rupture du réservoir 5

Trois pièces retrouvées après l'accident ont été identifiées comme provenant du réservoir 5. L'une se trouvait sur la piste, les deux autres sur le site.

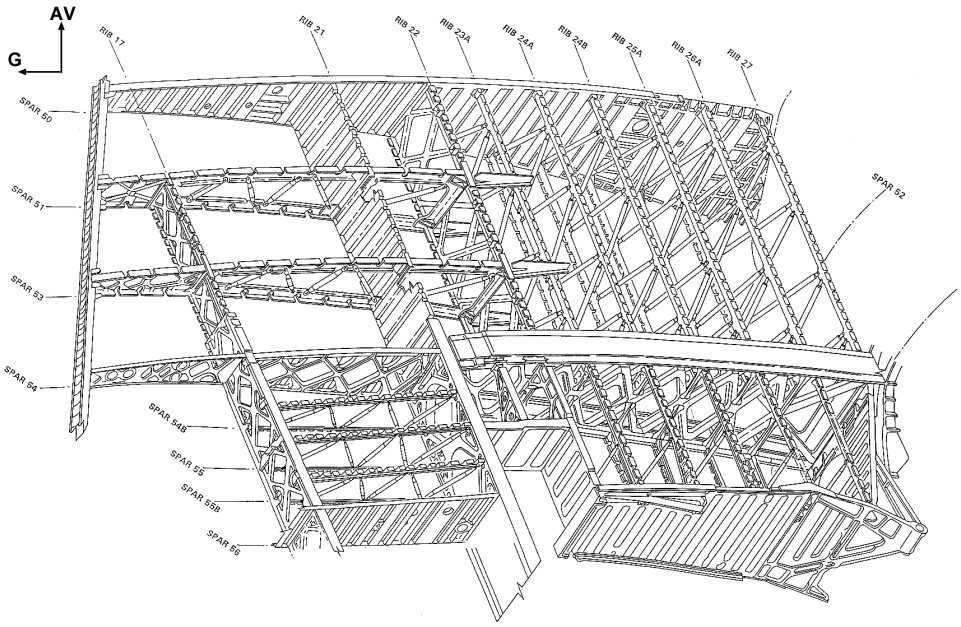


Figure 54 : Plan du réservoir 5

1.16.7.1 Examen des morceaux de réservoir

1.16.7.1.1 Pièce retrouvée sur la piste

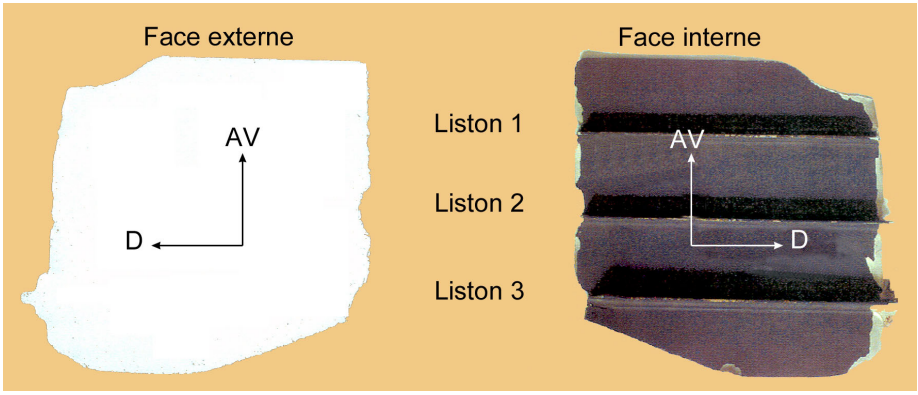


Figure 55 : Pièce du réservoir 5 retrouvée sur la piste

L'élément de structure retrouvé sur la piste mesure 320 x 320 mm. Il est recouvert d'une peinture blanche sur sa face externe et d'un mastic noir (viton) sur sa face interne. Il présente trois raidisseurs (listons) délimitant quatre alvéoles. Un contrôle dimensionnel a permis de l'identifier comme provenant de l'intrados du réservoir 5 et de le situer entre les longerons 55 et 56 et entre les nervures 23A et 24A. La pièce a une épaisseur de 1,2 mm en fond de maille.

Cet élément n'a pas été exposé au feu et ne présente aucun impact antérieur à la rupture. Les mesures de dureté et de conductivité ont donné des valeurs conformes aux spécifications de l'alliage constituant le réservoir (AU2GN à l'état T651).

Les examens dimensionnels, visuels et fractographiques ont fait apparaître que :

- des endommagements constatés sur la partie arrière ont été provoqués par l'impact au sol,

- les alvéoles présentent une déformation générale de type « bombage » dont la ligne directrice est perpendiculaire aux raidisseurs. Le rayon de courbure mesuré dans les zones éloignées de l'impact au sol est de l'ordre de 1,20 m,

- les ruptures des parois fines sont pour la plupart matées ; le plan de rupture est incliné à 45°, ce qui indique qu'il s'agit de ruptures statiques,

- les ruptures des raidisseurs présentent un aspect rugueux caractéristique de ruptures statiques brutales consécutives à un effort anormalement élevé.

Il résulte de l'ensemble des constatations effectuées que cette pièce a subi une poussée orientée de l'intérieur du réservoir vers l'extérieur, entraînant sa rupture selon une séquence en trois temps présentée sur la figure suivante :

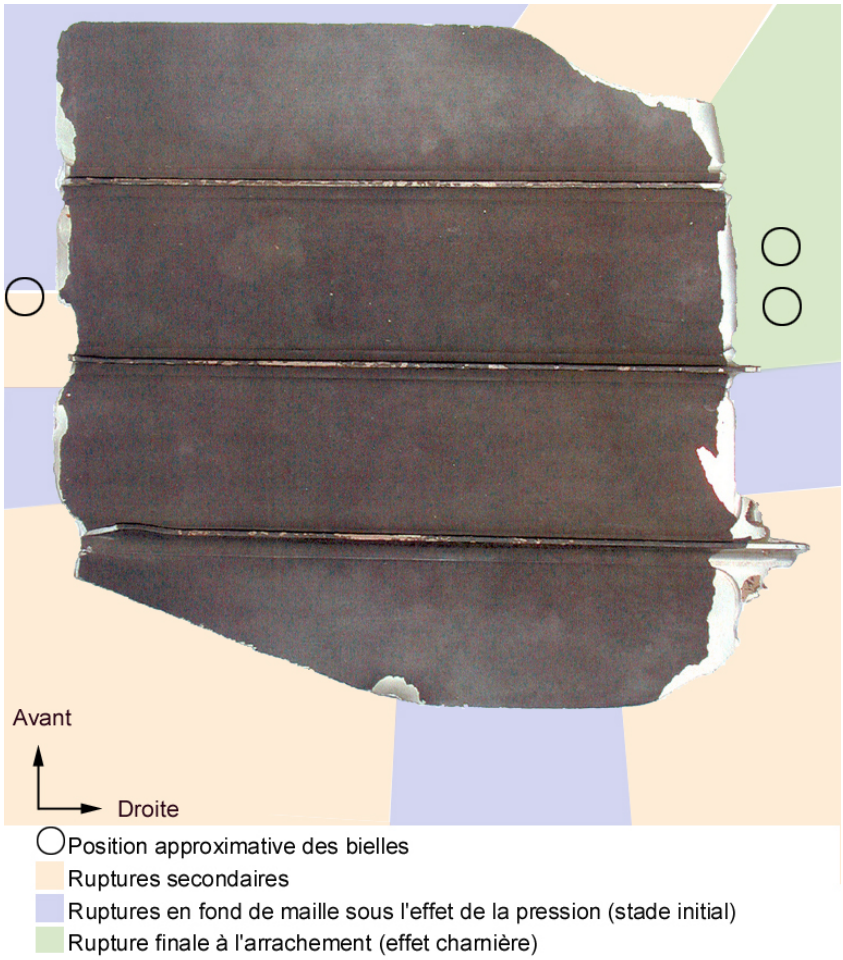


Figure 56 : Séquence de rupture de la pièce du réservoir 5

1.16.7.1.2 Pièce d'intrados retrouvée dans les débris de l'épave

Une pièce retrouvée sur le site a été identifiée comme provenant de l'intrados du réservoir 5. Elle était située le long du longeron 56 entre les nervures 24A et 24B.

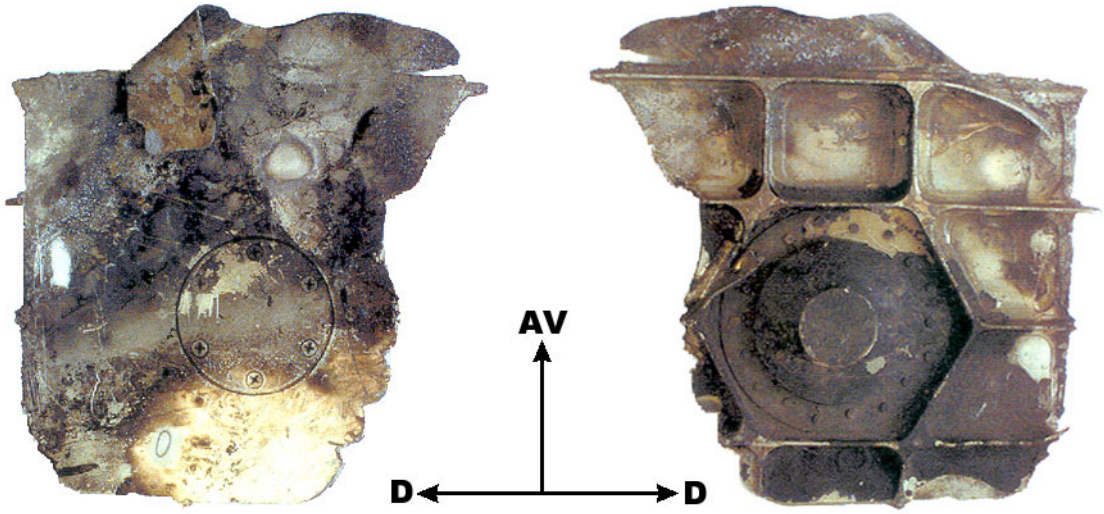


Figure 57 : Pièce du réservoir 5 retrouvée sur le site

La pièce n'a pas fondu mais la peinture externe et le mastic noir interne sont dégradés sur les trois quarts de leur surface et le matériau a été surchauffé dans cette zone. Seul le quart restant, situé dans la partie arrière, est intact.

On constate sur la partie avant gauche de la pièce un trou de 40 x 10 mm d'ouverture. Son examen fait apparaître les éléments suivants :

- l'impact s'est produit de l'extérieur vers l'intérieur du réservoir, de la gauche vers la droite et plutôt de l'arrière vers l'avant,
- la perforation présente une nette pétalisation impliquant une énergie importante de pénétration, ce qui paraît indiquer qu'elle n'est pas due à l'impact final.

Les analyses n'ont pas permis de préciser la composition de l'objet perforant. Sa trajectoire probable montre qu'il pourrait provenir de la région du train principal gauche.

1.16.7.1.3 Autre pièce retrouvée dans les débris de l'épave

Une pièce fondue et présentant un aspect global très déformé, également retrouvée sur le site, paraît provenir de la partie extrados du réservoir 5, entre les longerons 55 et 56. Son état de déformation n'a pas permis d'effectuer des mesures d'épaisseur pour confirmer sa localisation. Cette pièce présente trois trous qui ont été attribués à l'effondrement par gravité du métal en fusion.

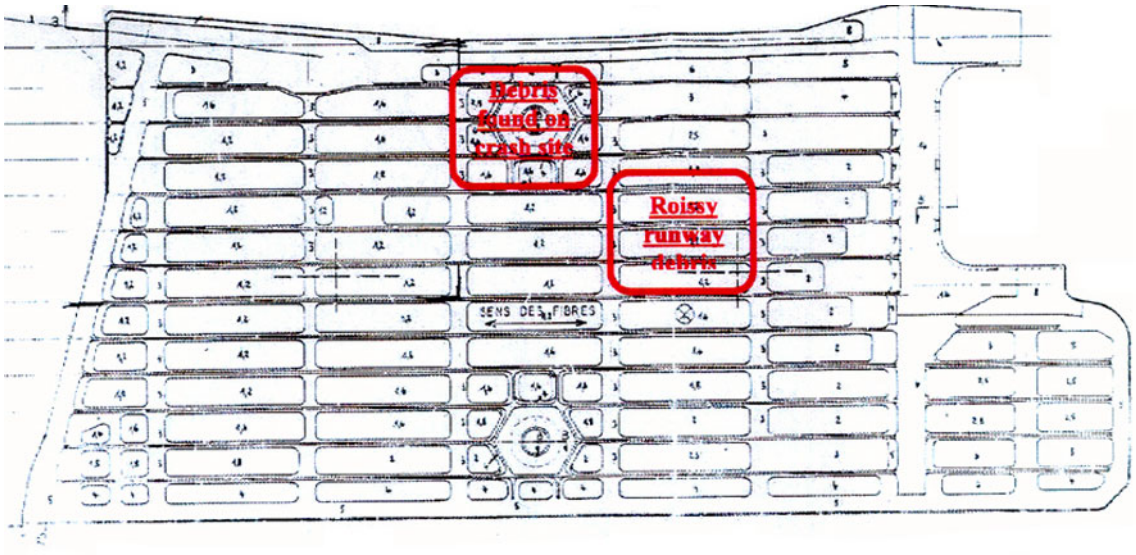


Figure 58 : Schéma EADS

1.16.7.2 Mécanisme de rupture du réservoir

L'examen du morceau de réservoir retrouvé sur la piste a permis d'exclure que la destruction de cette pièce résulte d'une perforation directe par un objet volumineux ou d'un arrachement de la pièce à partir d'une perforation. Pour expliquer la rupture de l'intérieur vers l'extérieur du panneau d'intrados, il a été procédé à de nombreux travaux théoriques et expérimentaux qui sont détaillés en annexe. A partir des informations disponibles, deux scénarios ont été considérés :

a) Impact d'un morceau de pneumatique

- Sur un panneau auto-raidi un choc entraîne :
  - dans la zone du choc, une déformation dans le sens du choc (mode direct) ;
  - dans les zones voisines, une déformation dans le sens opposé par effet de continuité des éléments de structure (mode indirect).

- Lorsqu'il s'agit d'un caisson contenant du liquide, il peut apparaître un effet secondaire contribuant au mode indirect, effet dû :
  - à l'onde de pression qui se propage dans le liquide à la vitesse du son, soit environ 1 400 m/s. Cette onde s'atténue rapidement et pour une valeur de deux cents bars au départ, la pression n'atteint plus que dix bars environ dans la zone où le mode indirect est attendu ;
  - au déplacement de proche en proche du liquide lui-même, à la vitesse de quelques dizaines de mètres par seconde, par un processus de convection. A cause de l'incompressibilité des liquides, et dans la mesure où le réservoir est « plein », c'est-à-dire qu'il n'existe pas de surface libre trop près de la zone d'impact qui vienne perturber le phénomène, ce déplacement tend à repousser vers l'extérieur la structure du réservoir, d'abord dans les zones les plus proches.

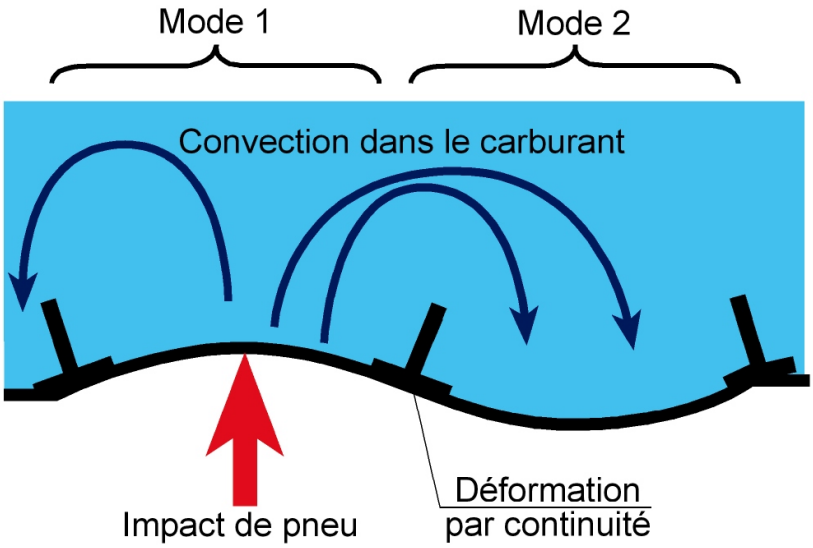


Figure 59 : Effet d'impact sur un caisson de voilure rempli de carburant

b) Rupture par coup de bélier hydrodynamique

Des études menées dans le domaine militaire ont montré que la perforation d'un réservoir par un projectile à grande vitesse peut avoir des conséquences catastrophiques par génération de ce que l'on appelle un coup de bélier hydrodynamique : en pénétrant dans le liquide, le projectile est brutalement ralenti. Lors de ce ralentissement son énergie cinétique est transférée au liquide, et une cavité d'un certain volume se crée autour de lui. En cas de confinement, c'est-à-dire lorsque le réservoir est plein, le fluide, étant incompressible, transmet à la structure un chargement mécanique fonction du volume de cette cavité.

Remarque : un choc en retour peut également être généré lorsque la cavité finit par s'écrouler.

L'enquête a donc cherché à déterminer si ces scénarios pouvaient s'appliquer au cas de l'accident du Concorde et expliquer les endommagements du réservoir 5.

1.16.7.2.1 Rupture par impact d'un morceau de pneumatique

1.16.7.2.1.1 Le principe

Le choc initial, en repoussant les parois, déplace une certaine quantité de carburant, ce qui provoque un mouvement de convection à l'intérieur du liquide. C'est cette convection qui pousse vers l'extérieur les surfaces voisines de celle sur laquelle s'est produite le choc. Il peut s'agir des mailles voisines sur l'intrados ou des parois verticales, en fonction de la géométrie locale et de la position de l'impact.

Pour atteindre effectivement la rupture :

- la zone où peut apparaître le mode indirect doit être une zone d'épaisseur faible ;
- elle doit être entourée d'une zone sensiblement plus rigide pour supporter le choc primaire et pour limiter les possibilités de déformation au-delà de la zone où peut apparaître le mode indirect ;
- la convection du fluide doit être en partie canalisée selon une direction privilégiée grâce à une paroi latérale, par exemple ;

- les variations très locales de la géométrie comme les congés de raccordement des raidisseurs sont des zones d'amorce potentielles de cette rupture, par concentration des contraintes.

Remarque : l'élément de réservoir retrouvé sur la piste répond à ces critères.

1.16.7.2.1.2 Les essais

Dans le cadre de l'enquête et, aussi, des travaux de remise en service de l'avion, une campagne d'essais d'endommagement d'un réservoir par des projectiles lourds a été conduite au CEAT au cours du premier semestre 2001. Pendant cette campagne, des morceaux de pneumatique ont été tirés à grande vitesse sur des caissons d'essais. Pour être le plus représentatif possible, le caisson utilisé pour le dernier tir a été réalisé à partir d'un panneau de réservoir 5 prélevé sur un Concorde. En revanche, la forme exacte des parois du réservoir, la taille de celui-ci et les équipements internes n'ont pas pu être représentés complètement. Les caissons étaient remplis d'un liquide dont les caractéristiques mécaniques et la viscosité étaient similaires à celles du kérosène. Ils étaient équipés de jauges de contraintes et de capteurs de pression.

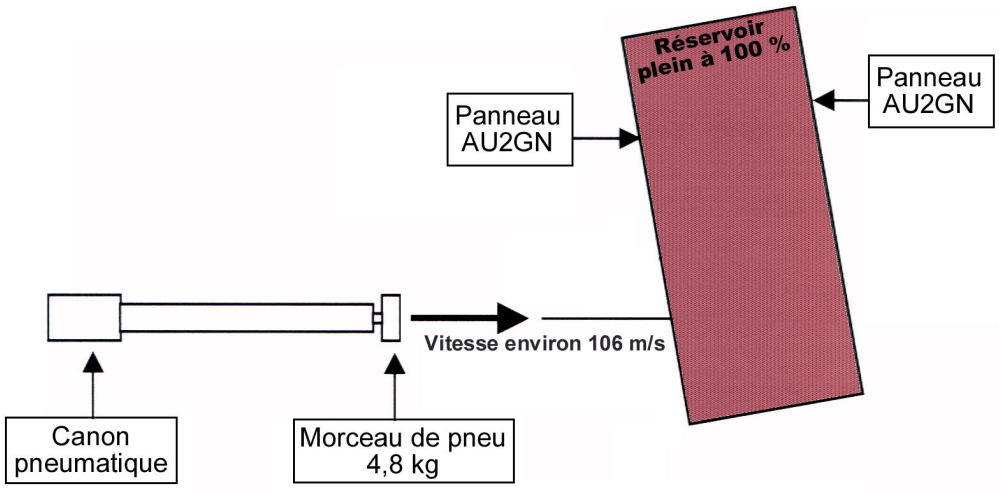


Figure 60 : Principe d'essai de tir d'un morceau de pneu

Les limitations majeures des essais dues aux équipements existants étaient les suivantes :

- énergie maximale de projection imposée par la masse et la vitesse du projectile (4,8 kg – 106 m/s) ;
- tir horizontal ;
- attitude imposée du projectile ;
- taille limitée des caissons ;
- nombre de tirs et de caissons limités.

Compte tenu du grand nombre de paramètres permettant de définir l'impact et des limitations des moyens d'essai, il n'a pas été possible de reproduire la rupture constatée lors de l'accident. Néanmoins la somme des essais effectués a permis d'étayer le scénario - le mode indirect existe bien - et de valider les modèles théoriques utilisés pour la quantification du phénomène.

1.16.7.2.1.3 Les calculs

Des études théoriques ont été menées sur la base de modélisations de l'ensemble structure - carburant du réservoir 5 en utilisant le logiciel RADIOSS. Ce code, encore appelé code « crash », est reconnu comme étant représentatif de l'état de l'art pour traiter à la fois des phénomènes de dynamique rapide et les couplages fluide / structure.

Les modélisations ont porté sur le réservoir 5 de Concorde et sur les caissons définis et fabriqués pour les essais de validation. La démarche s'est faite en deux étapes :

- identification des zones les plus sensibles de la structure ;
- modélisation dans le détail de ces zones avec le support d'essais sur de petites éprouvettes pour en ajuster les paramètres.

Les critères de rupture ont fait l'objet d'une étude particulière.

Les résultats des calculs sont en bon accord avec les constatations et les mesures faites au cours de la campagne d'essais, dans les conditions où ceux-ci ont été réalisés, c'est-à-dire en deçà d'un niveau d'énergie pouvant amener la rupture.

1.16.7.2.1.4 Les sources d'énergie possibles

Compte tenu des analyses précédentes et des conditions connues de l'accident, le niveau d'énergie nécessaire localement pour entraîner la rupture peut être obtenu par l'impact du morceau de pneumatique d'environ 4,5 kg animé d'une vitesse de 140 m/s. Sur la base des calculs effectués, ce morceau de pneumatique pouvait atteindre cette vitesse par combinaison des effets dus à la rotation et à l'explosion du pneumatique.

On ne peut toutefois exclure que le niveau d'énergie nécessaire ait été atteint par l'effet complémentaire d'autres phénomènes, tels par exemple :

- l'impact d'un ou plusieurs autres morceaux de pneumatique,
- une focalisation plus importante de l'énergie dans les congés. Ceci peut être obtenu par des conditions d'impact particulières en position, attitude et peut-être vitesse de rotation du ou des débris. Le mouvement du carburant et son interaction avec la structure interne du réservoir sont aussi susceptibles d'agir sur ce point,
- la fragilisation préalable de la structure dans la zone de départ de la rupture.

1.16.7.2.2 Rupture par coup de bélier hydrodynamique

L'Office National d'Etudes et de Recherches Aérospatiales (ONERA) ayant développé une méthode d'analyse numérique du phénomène de coup de bélier dans le cadre de la perforation de réservoirs par des projectiles à grande vitesse, le BEA lui a demandé d'étudier la pertinence de ce scénario dans le cas de l'accident du Concorde.

Les objectifs de cette étude étaient :

- de déterminer si le phénomène de coup de bélier hydrodynamique peut se produire à des vitesses relativement faibles (par comparaison avec la vitesse d'une balle qui est d'environ 1 000 m/s),
- de déterminer si le phénomène de coup de bélier peut être à l'origine d'une rupture « en mode indirect » de la structure du réservoir, et
- en cas de rupture du réservoir, de déterminer si elle débute à partir de l'endroit perforé.

1.16.7.2.2.1 La méthode employée

L'ONERA n'a pas modélisé le processus de perforation de la paroi intrados, la simulation démarre après que le projectile a pénétré dans le fluide. Cette simulation consiste à représenter l'intrusion dans le fluide d'un corps solide dont le coefficient de traînée évolue au cours du temps. Le code de calcul par éléments finis utilisé est le même que celui utilisé par EADS, soit le code RADIOSS.

Les caractéristiques théoriques du projectile, en accord avec les caractéristiques de l'orifice découvert sur la pièce de réservoir retrouvée sur le site, correspondent à un petit cylindre d'une masse de quarante-cinq grammes. Sa vitesse initiale dans le fluide a été fixée à 120 m/s. Enfin, le point d'impact a été choisi au point de perforation observé sur le morceau de réservoir 5 retrouvé sur le site de Gonesse, ce qui correspond à une épaisseur de la paroi de 1,6 mm. Il est toutefois à noter que certaines caractéristiques de trajectoire choisies ne sont pas totalement compatibles avec les constatations faites sur le morceau de réservoir.

Remarque : la vitesse de 120 m/s est une vitesse maximale estimée, cohérente avec :

- la vitesse linéaire de l'avion au moment de l'éclatement du pneumatique (85 m/s),
- l'accroissement de vitesse communiqué aux débris par le mécanisme de destruction du pneu,
- la perte de vitesse due à la perforation.

A partir des connaissances acquises dans le domaine militaire, il a également été fait l'hypothèse que le projectile présentait un angle d'inclinaison initial dans le fluide de 30° par rapport à la paroi heurtée et se retournait rapidement dès les premiers instants de la traversée. Il est établi que ce type de configuration peut générer un coup de bélier hydrodynamique en paroi intrados, ce dernier étant d'autant plus important que le retournement se produit près de la paroi. C'est le cas connu le plus pénalisant.

Plusieurs calculs ont été réalisés, toujours avec un remplissage total du réservoir, en utilisant différentes lois matériaux, avec ou sans critère de rupture, ainsi que différentes cinématiques de retournement du projectile. Il est à noter que le phénomène décrit s'atténue très fortement, voire disparaît, si une surface libre se trouve à proximité de l'endroit perforé.

1.16.7.2.2.2 Les résultats

Les résultats significatifs de l'étude ont été les suivants :

- les calculs pour chaque simulation se sont déroulés normalement, sans accumulation d'erreurs énergétiques ni instabilités numériques, ce qui montre que la méthode utilisée est fiable ;
- on observe effectivement un phénomène de coup de bélier hydrodynamique consécutif à la pénétration et au retournement du projectile dans le réservoir ;
- les contraintes transmises à la structure ne génèrent pas de rupture dans la zone sollicitée par le coup de bélier. Elles peuvent cependant conduire à un endommagement de la structure dans des zones de raccordement : l'onde de choc crée une surpression qui charge latéralement la nervure, et la flexion qui en résulte peut amorcer localement une rupture en pied de nervure ;
- la fissure ne s'amorce pas dans la zone de perforation elle-même.

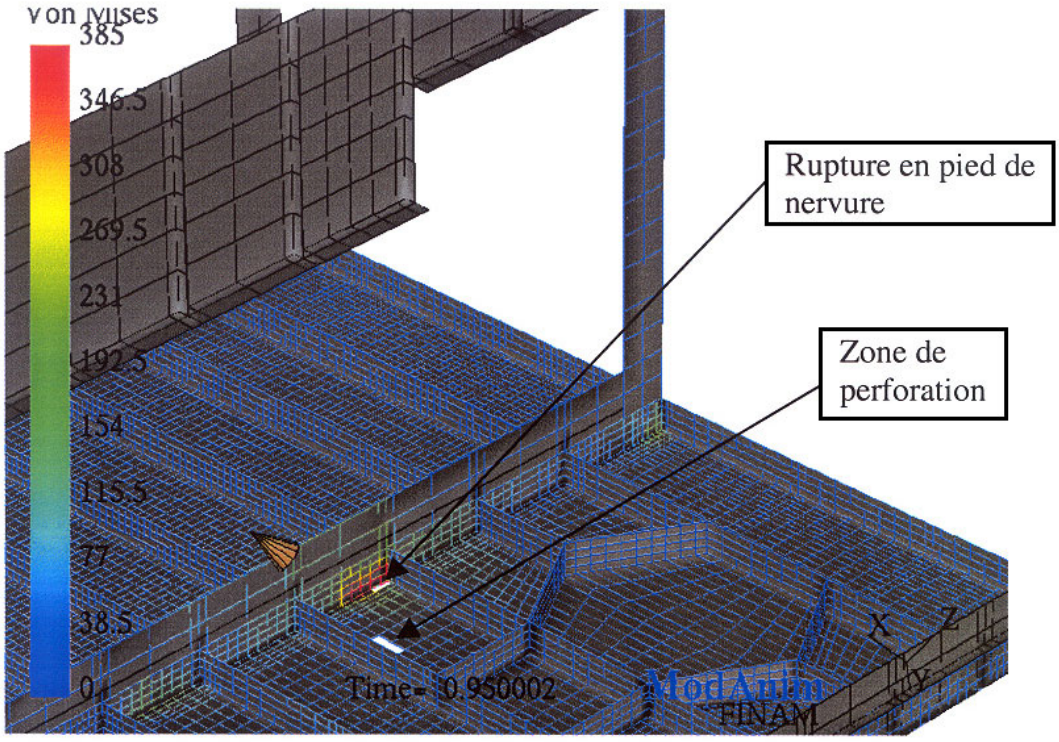


Figure 61 : Localisation des zones de rupture sur la peau intrados

Résultat de l'essai avec un projectile de vitesse initiale 120 m/s utilisant la loi de comportement matériau 36.

1.16.7.3 Le carburant dans le réservoir 5

Pour compléter les travaux sur le processus de rupture, le remplissage du réservoir a fait l'objet d'études particulières. En effet les études théoriques, confirmées par les essais sur caissons, font apparaître qu'une surface libre proche de la zone d'impact perturbe la transmission par le liquide de l'énergie à la structure du réservoir. De ce fait il est apparu nécessaire de déterminer la quantité de carburant qui se trouvait effectivement dans le réservoir 5 au moment de la destruction du pneu.

Il a été établi que l'avion a commencé son roulage avec les réservoirs entièrement remplis. Avant l'alignement, l'équipage a effectué un transfert de carburant afin de ramener le centrage à 54 % pour le décollage. Lors de cette opération, le carburant consommé dans les nourrices pendant le roulage est remplacé par du carburant contenu dans le réservoir 11.

Du fait du transfert, les nourrices 1 à 4 étaient donc pleines avant l'alignement. Par ailleurs, les réservoirs principaux 5 et 7, non sollicités pendant le roulage, étaient restés pleins.

Entre 14 h 41 min 55 s et 14 h 43 min 10 s, moment de la rupture du réservoir, la quantité de carburant consommée par chaque réacteur est estimée à 219 kg (15 kg entre 14 h 41 min 55 s et la mise en poussée des réacteurs, 204 kg entre la mise en poussée et la rupture). C'est donc la quantité de carburant qui a été prélevée dans chaque nourrice.

Par construction, le transfert de carburant du réservoir 5 à la nourrice 1 ne débute que quand le niveau atteint 4 000 kg dans cette nourrice, soit 198 kg en dessous du plein. Ceci amène à estimer à 219 kg - 198 kg = 21 kg la quantité de carburant prélevée dans le réservoir 5.

De même, le transfert de carburant du réservoir 5 à la nourrice 2 ne débute que quand le niveau atteint 4 320 kg dans cette nourrice, soit 250 kg en dessous du plein. Il n'y a donc pas eu de transfert de carburant dans cette nourrice.

Compte tenu de ces calculs, on peut considérer que la quantité de carburant dans le réservoir 5 était pratiquement celle embarquée au parking, ce qui représente environ 94 % du volume total du réservoir. Du fait de l'accélération longitudinale de l'avion au moment du décollage, la surface libre du carburant se trouvait à l'avant du réservoir, donc très éloignée de la zone d'impact. Il résulte de cette analyse que le réservoir 5 pouvait être considéré comme plein, au sens physique, au moment de sa rupture.

1.16.7.4 Conclusion

Le scénario selon lequel le morceau de pneumatique de 4,5 kg 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'événement, sans toutefois exclure la contribution d'autres apports d'énergie.

L'étude de la perforation a par ailleurs montré que le phénomène de coup de bélier hydrodynamique pouvait se produire à des vitesses considérées comme faibles mais sans pouvoir conduire à l'éjection par mode indirect d'un morceau de paroi intrados. Cependant, un tel phénomène pourrait avoir des conséquences localement significatives en générant un endommagement et une fragilisation en pied de nervure.

Le taux de remplissage du réservoir a une importance significative sur les conséquences des phénomènes étudiés.

1.16.8 Origine possible de la combustion

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

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

1.16.8.1 Stabilisation et accrochage de la flamme

Quand un obstacle est placé dans un écoulement, on observe le développement de turbulences avec des zones de recirculation. Dans cette configuration, l'écoulement peut localement avoir une direction opposée à celle de l'écoulement principal. Cette recirculation permet l'accrochage d'une flamme à travers deux mécanismes :

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

Ces mécanismes peuvent expliquer la stabilisation de la flamme dans le puits du train d'atterrissage gauche, comme le montrent les photographies de l'avion au décollage. Des

traces de flamme ne sont pas nécessairement alors apparentes sur le fût de train, d'une part parce que la flamme est stabilisée légèrement en aval, d'autre part parce que ce fût est continuellement refroidi par l'écoulement amont.

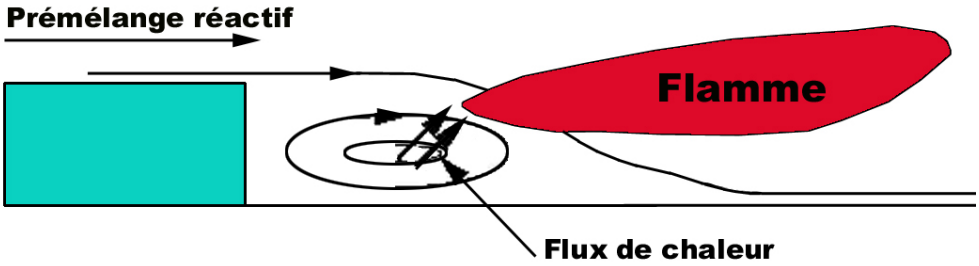


Figure 62 : Zone de recirculation

1.16.8.2 Estimation du débit de combustible

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

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

La troisième estimation a été faite à partir de la quantité de carburant restant dans le réservoir 5. La quantité embarquée était de 7,2 tonnes et le jaugeur indiquait deux tonnes après l'accident. Le temps de vol entre la rupture estimée du réservoir et l'impact a été de quatre-vingt et une secondes environ. L'estimation du débit du combustible, hors fuite due à la petite perforation et consommation des moteurs 1 et 2 (environ 350 kg), a donc été d'environ soixante kilogrammes par seconde.

En conclusion, l'ordre de grandeur du débit de fuite est de plusieurs dizaines de kilogramme par seconde, soit environ dix fois plus que lors de l'événement de Washington. L'importance de ce débit de fuite a favorisé l'inflammation du carburant car elle conduit à un mélange combustible/comburant proche du mélange stœchiométrique, donc parfaitement inflammable.

1.16.8.3 Allumage et propagation de la flamme

Diverses sources potentielles d'inflammation de la fuite de carburant ont été identifiées dans le cadre de l'enquête. Trois ont été retenues et ont fait l'objet d'études approfondies :

- un pompage moteur,
- un arc électrique,
- un contact avec les parties chaudes du moteur et/ou la réchauffe.

L'inflammation préalable d'une éventuelle fuite hydraulique n'a pas été mise en évidence. Aucune trace de fuite hydraulique n'a été identifiée à un moment quelconque de l'enquête.

1.16.8.3.1 Pompage moteur

L'ingestion d'éléments solides ou liquides par un moteur Olympus 593 peut provoquer un pompage du compresseur haute pression, ce qui génère une onde de pression vers l'avant du moteur. Ce phénomène peut conduire à l'apparition d'une flamme se propageant vers les entrées d'air auxiliaire puis primaire. Des essais d'ingestion de carburant réalisés par Rolls-Royce ont confirmé l'apparition d'une telle flamme d'une durée de quatre-vingts à cent millisecondes.

D'autres essais conduits par BAE Systems ont montré qu'une flamme issue de l'entrée d'air auxiliaire pouvait remonter dans l'écoulement turbulent situé en aval du train gauche et s'accrocher sur celui-ci.

Cette hypothèse a toutefois été écartée, l'apparition du feu ayant précédé les pompages, comme le montrent la chronologie des événements (flaque de kérosène non brûlé et traces de suie sur la piste) et la nature des pompages identifiés (ingestion de gaz chauds et non de carburant liquide).

1.16.8.3.2 Arc électrique

Une étude conduite au CEAT a montré qu'il était possible de générer un arc électrique par court-circuit sur un faisceau électrique situé dans la zone du train principal et que l'énergie produite était compatible avec l'allumage de kérosène vaporisé.

Les essais ont simulé un court-circuit dans le cas d'une dégradation par écrasement, arrachement ou sectionnement des isolants de la ligne électrique alimentant les ventilateurs de freins (115 V triphasé, 400 Hz). Lors des essais, les disjoncteurs n'ont jamais basculé, vraisemblablement parce que le phénomène était trop court pour qu'ils le détectent. Les étincelles successives avaient une énergie estimée de vingt-sept joules, largement supérieure à celle nécessaire à l'allumage de kérosène vaporisé, y compris dans des conditions d'air turbulent.

Des essais conduits en Grande-Bretagne (cf. annexe 7) ont confirmé que l'allumage immédiat de kérosène vaporisé était possible dans le voisinage du puits de train avec une étincelle électrique de trois joules. La flamme s'accroche et se stabilise alors directement au contact du puits de train de l'atterrisseur gauche, dans les zones de recirculation.

Bien que les câbles électriques soient en partie protégés par le fût de train, un possible endommagement par la destruction du pneumatique n° 2 ne peut être totalement écarté. Il convient toutefois de noter qu'après les modifications effectuées à la suite de l'événement de Washington, plus aucun cas d'endommagement de ces câbles n'a été rapporté par les exploitants.

Figure 63 : Essais (Warton) : étincelles électriques générées dans le puits de train

Figure 64 : Allumage après étincelle

1.16.8.3.3 Contact avec les parties chaudes du moteur

Après la rupture du réservoir, l'ingestion de kérosène par l'ensemble nacelle-moteur a pu se faire par :

- l'entrée d'air auxiliaire et/ou la trappe de ventilation,
- la prise d'air d'alimentation des échangeurs de climatisation.

Figure 65 : En rouge, trappe de prise d'air latérale d'alimentation des échangeurs de climatisation

Le kérosène absorbé a pu s'enflammer au contact des parois chaudes du moteur ou au contact des gaz issus de la réchauffe, au niveau de la tuyère primaire du moteur. Dans cette région, de nombreux obstacles permettent le développement de zones de recirculation et assurent l'accrochage de la flamme dans la partie arrière du moteur. Il est toutefois à noter qu'aucune trace de feu n'a été mise en évidence lors de l'examen des moteurs.

Pour que cette hypothèse d'inflammation puisse s'appliquer à l'accident du 25 juillet 2000, il conviendrait d'expliquer comment la flamme a pu ensuite « remonter » pour venir s'accrocher derrière le puits de train. Une étude conduite dans le cadre de l'enquête technique par deux chercheurs du CNRS démontre que deux cheminements sont possibles : par l'intérieur ou par l'extérieur de la nacelle.

- Les vitesses d'écoulement à l'intérieur de la nacelle, environ 20 m/s, permettraient à une flamme de remonter assez rapidement pour ne pas occasionner de dégâts au moteur. Aucune trace de feu n'a d'ailleurs été mise en évidence lors de l'examen de ceux-ci. La remontée d'une flamme est impossible par le circuit de climatisation dont les mailles de l'échangeur sont trop fines. Elle l'est, par contre, en direction de la prise d'air de ventilation nacelle au sol, ce qui amène la flamme au voisinage de la zone de recirculation qui se développe derrière la jambe de train. Les essais en Grande-Bretagne ont montré qu'en enflammant l'écoulement principal au niveau de l'entrée d'air auxiliaire, on créait une flamme qui remontait rapidement pour venir s'accrocher au puits de train. Il faut néanmoins souligner que la sortie de la flamme de la nacelle n'est pas facile au niveau de cette prise d'air.

Remarque : l'hypothèse d'une ingestion de kérosène par la prise d'air de la climatisation et de son inflammation au contact des gaz chauds avait été étudiée par les industriels après l'événement de Washington. Il en ressortait que le risque d'allumage était réel mais que la flamme ne pouvait se propager vers l'amont à cause du maillage de l'échangeur. L'absence d'incendie et la faiblesse des débits constatés expliquent pourquoi cette hypothèse d'inflammation n'avait pas été davantage développée.

- La remontée de la flamme par l'extérieur de la nacelle se heurte à un obstacle théorique : la vitesse de propagation d'une flamme turbulente peut difficilement

excéder quelques mètres par seconde alors que l'écoulement sous l'aile de l'avion est d'environ 100 m/s. Cependant, il suffit que la flamme rencontre localement, à un instant donné, un écoulement de vitesse suffisamment faible pour qu'elle puisse remonter. La géométrie complexe de l'intrados du Concorde, en particulier la présence d'un carénage entre la nacelle et l'aile, la perturbation de l'écoulement par la présence de la flamme elle-même et le sillage du train d'atterrissage sont trois éléments qui permettent d'envisager l'existence de vitesses suffisamment faibles pour être soutenues par la flamme.

Remarque 1 : en raison de l'aspect chaotique de la combustion turbulente, une simulation numérique serait peu concluante car ses résultats seraient trop dépendants du modèle et des hypothèses choisis. Une remontée de flamme depuis l'arrière de l'appareil n'a pu être obtenue lors des essais conduits en Grande-Bretagne, mais il n'avait pas été possible de reproduire les conditions précises de l'accident.

Remarque 2 : bien que survenu dans des conditions différentes, un accident survenu le 5 juin 1966 à un HS125 avait mis en évidence un cas de remontée de flamme : à la suite d'une rupture de la voilure en vol, une fuite de kérosène d'environ 70 litres/seconde s'était enflammée derrière les réacteurs et la flamme s'était propagée en remontant vers l'avant.

1.16.8.3.4 Conclusion

Il résulte des travaux résumés ci-dessus que deux hypothèses peuvent être retenues pour expliquer l'apparition de la flamme. L'hypothèse de l'allumage de la fuite par un arc électrique explique l'accrochage de la flamme dans le puits de train, mais suppose que la destruction du pneumatique n° 2 a également eu comme autre conséquence l'endommagement de câbles dans le puits de train.

L'hypothèse de l'allumage au contact des parties chaudes du moteur explique l'apparition de la flamme. Cependant elle implique la remontée de celle-ci grâce aux zones de recirculation et ceci dans un délai suffisamment faible pour être compatible avec les observations faites sur la piste.

A l'occasion des travaux et des réunions sur le sujet, les différents experts associés n'ont pas pu s'accorder sur les probabilités respectives de ces deux hypothèses.

Les enquêteurs techniques de l'AAIB, de leur côté, considèrent que l'hypothèse de l'inflammation par arc électrique qui a pu être reproduite à l'occasion d'essais au banc est la plus probable.

1.16.9 Les moteurs

1.16.9.1 Observations sur les moteurs

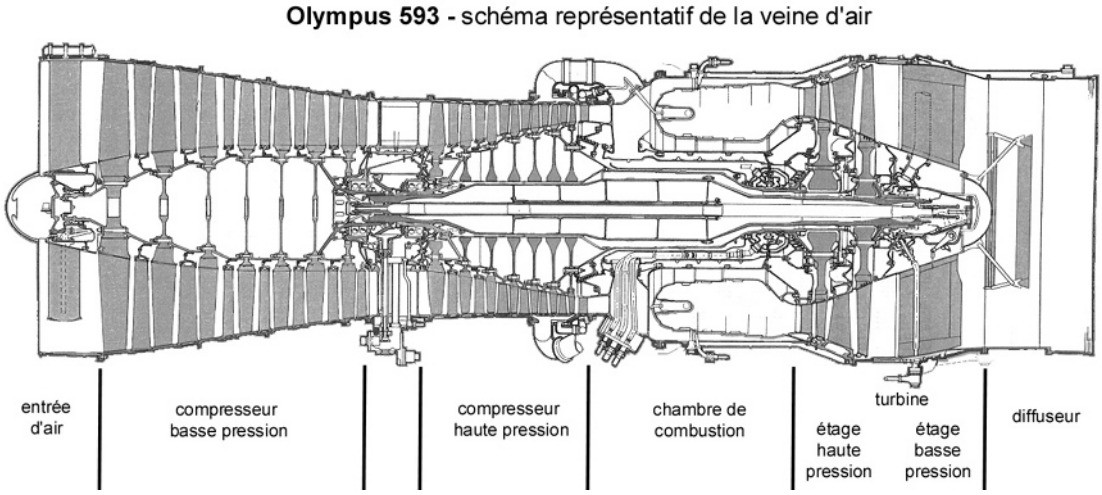


Figure 66 : Olympus 593 - schéma représentatif de la veine d'air

1.16.9.1.1 Démontage des moteurs 1 et 2

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

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

1.16.9.1.1.1 Moteur 1

- Module compresseur BP

Dix aubes de l'étage n° 1 du compresseur BP présentent sur leur bord d'attaque des impacts durs, accompagnés, sur quelques aubes, d'un arrachement de matière. En particulier, l'aube n° 6 présente un arrachement de métal paraissant provenir de l'impact d'une petite pièce métallique. A partir de l'étage rotor n° 2 jusqu'à l'étage rotor n° 4, des impacts avec perte de matière ont été constatés sur les sommets des bords d'attaque et de fuite de la plupart des aubes. Ils résultent d'une déformation élasto-plastique des aubes et d'un dévrillage vers les sommets d'aube, avec clashing[14] sur les stators en vis-à-vis des étages n° 2 à 4.

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

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

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

14 Interaction des aubes du rotor et du stator.

- Module compresseur HP

Le module compresseur HP présente des traces d'ingestion de corps durs. Les étages n° 1 à 7 présentent d'importants dommages liés à l'impact au sol.

- Chambre de combustion

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

- Turbine

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

- Ensemble de régulation

L'examen de l'ensemble de régulation n'a pas mis en évidence de dysfonctionnement d'un des éléments du circuit d'air et de carburant.

1.16.9.1.1.2 Moteur 2

- Module compresseur BP

Trois aubes du rotor de l'étage n° 1 du compresseur BP présentent des impacts mous. Aucune trace de métallisation, d'ingestion ou de dommage relatif à des impacts durs n'a été constatée. Les déformations observées en partie basse des étages rotors n° 1, 2 et 3 correspondent à l'écrasement du carter à l'impact au sol.

- Module compresseur HP

L'ensemble des sept étages du module compresseur HP présente en partie basse des déformations dues à l'impact au sol. Quelques aubes de l'étage stator n° 2 sont fléchies. A partir de l'étage n° 3, on relève nettement sur les bords d'attaque et les bords de fuite de nombreuses aubes des rotors et stators des dommages relatifs à un phénomène de clashing. Le faciès de rupture observé sur ces aubes montre que ce clashing résulte d'un facteur de charge important provoqué par l'impact avec le sol. Le module ne présente aucune trace d'ingestion de corps étranger ou d'impact secondaire.

- Chambre de combustion

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

- Turbine

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

- Ensemble de régulation

L'examen de l'ensemble de régulation n'a pas mis en évidence de dysfonctionnement d'un des éléments du circuit d'air et de carburant. L'observation de la FCU montre que la throttle valve était positionnée à environ sept degrés. Cette position est significative d'une action de coupure du moteur.

1.16.9.1.2 Examen des moteurs 3 et 4

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

1.16.9.1.2.1 Moteur 3

- Examen externe du moteur

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

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

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

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

- Examen endoscopique

L'examen endoscopique du compresseur BP a montré un endommagement plus conséquent sur ce moteur que sur le moteur 1. Les stators des quatre premiers étages pouvant être inspectés sont très endommagés et pour la plupart arrachés de leur fixation intérieure. Dans les secteurs les plus déformés, quelques aubes des rotors présentent des arrachements sur leur bord d'attaque, similaires au clashing observé sur le compresseur BP du moteur 1. Cependant ces endommagements ne résultent pas de l'ingestion d'objets étrangers lors de son fonctionnement en vol, mais du mouvement vers l'avant du carter du compresseur BP sur l'ensemble tournant, provoqué par l'impact avec le sol.

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

1.16.9.1.2.2 Moteur 4

- Examen externe du moteur

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

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

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

- Examen endoscopique

L'examen endoscopique du compresseur BP a montré un endommagement plus conséquent sur ce moteur que sur le moteur 1. Les aubes des quatre étages du compresseur présentent des arrachements ou du clashing sur le bord d'attaque, ainsi qu'un début de cisaillement sur le bord de fuite. Ces dommages sont consécutifs à l'impact avec le sol. Il n'a pas été observé d'impact dur sur les profils examinés.

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

1.16.9.1.3 Recherches effectuées en laboratoire

Des recherches ont été effectuées en laboratoire sur les éléments des moteurs 1 et 2 qui présentaient des marques d'ingestion de corps étrangers. Des analyses ont été faites sur des dépôts prélevés dans les chambres de combustion afin d'en déterminer la nature et éventuellement l'origine.

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

1.16.9.1.3.1 Moteur 1

Les traces trouvées sur l'aube n° 6 du premier étage du compresseur BP, ainsi que sur les aubes n° 13 et 14, sont dues à une pièce en acier inoxydable. Il n'a pas été possible de déterminer s'il s'agissait de la même pièce.

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

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

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

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

D'autres éléments comme le soufre, le zinc et quelques traces de fer ont été identifiés. Ces éléments, utilisés dans la fabrication des pneumatiques, n'apparaissent toutefois pas en quantité suffisante pour permettre d'affirmer qu'il y a eu ingestion de débris de pneumatique. Par ailleurs, dans l'hypothèse d'ingestion de tels débris, il est normal de ne pas trouver de résidus carbonés, le carbone ne laissant pas de résidu pour des températures supérieures à 500 °C.

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

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

1.16.9.1.3.2 Moteur 2

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

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

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

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

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

Tout comme pour le moteur 1, il est probable qu'après l'impact au sol, l'incendie a détruit certains indices. Il n'était plus possible de déceler d'éventuelles traces d'ingestion de gaz chauds.

1.16.9.1.3.3 Examen des sélecteurs des robinets HP

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

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

Remarque : cette constatation permet de déterminer que les bruits enregistrés à 14 h 43 min 26,2 s et entre 14 h 44 min 24 s et 14 h 44 min 27 s ne peuvent résulter d'une coupure du robinet HP et qu'il s'agit donc de déplacements de manettes de puissance.

1.16.9.2 Ingestions de débris de pneumatique survenues en exploitation

Sur dix-neuf cas d'endommagement moteur par ingestion de débris de pneumatique, six cas conduisant à une perte de poussée au cours du décollage ont été répertoriés :

Date	Immatriculation	Moteur affecté	Baisse N2	Perte de poussée
14/6/79	F-BVFC	2	1 %	9 %
21/7/79	F-BVFD	2	N/D	14 %
23/9/79	F-BVFB	3	3 %	12 %
6/10/79	G-BOAA	3 4	0,3 % 0 %	1 % 0 %
19/2/81	F-BTSD	1 2	2 % 0 %	9,5 % 0 %
14/12/81	G-BOAC	1 2	3 % 18 %	0 % 5 %

Remarque : les indications ci-dessus correspondent à l'analyse des paramètres stabilisés après une phase transitoire qui n'a pas pu être exploitée du fait de l'échantillonnage.

1.16.9.3 Exploitation des données

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

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

Temps	Moteur 1	Moteur 2	Moteur 3	Moteur 4
14 h 43 min 11,7 s et 14 h 43 min 12,3 s	Les paramètres sont normaux.			
14 h 43 min 12,7 s et 14 h 43 min 13,3 s		Les paramètres EGT, P7, N1, N2, Aj montrent des déviations.		
14 h 43 min 12,0 s et 14 h 43 min 13,0 s	Pompage.	Pompage.		
14 h 43 min 13,0 s	Le Nx est enregistré à sa valeur minimale de 0,133g.			
14 h 43 min 12,1s à 14 h 43 min 14,1 s	Les voyants verts (GO LIGHT) s'éteignent.			
14 h 43 min 15,7 s et 14 h 43 min 16,3 s	Confirmation du pompage. La poussée est égale à environ 75 % de la poussée de décollage.			
14 h 43 min 16,1 s et 14 h 43 min 18,1 s	Le voyant GO LIGHT se rallume.			
14 h 43 min 16,7 s et 14 h 43 min 17,3 s		La poussée (environ 3 % de la poussée de décollage) est à peine supérieure à celle qui correspond au régime ralenti.		
14 h 43 min 18,1 s et 14 h 43 min 20,0 s	Le voyant GO LIGHT s'éteint[15].		Les voyants GO LIGHT s'éteignent[15].	
14 h 43 min 19,7 s et 14 h 43 min 20,3 s	La poussée est égale à environ 80 % de la poussée de décollage.			
14 h 43 min 20,7 s et 14 h 43 min 21,3 s		Le moteur est en phase de récupération. La poussée est égale à environ 15 % de la poussée de décollage.		
14 h 43 min 20,9 s et 14 h 43 min 21,9 s	Pompage.	Pompage.		
14 h 43 min 22,8 s		L'alarme feu retentit, ainsi que le gong associé.		

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

Temps	Moteur 1	Moteur 2	Moteur 3	Moteur 4
14 h 43 min 23,7 s	La poussée est proche de celle du ralenti et égale à environ 4 % de la poussée de décollage.			
de 14 h 43 min 24,7 s à 14 h 43min 25,3 s		La poussée est égale à environ 12 % de la poussée de décollage.		
14 h 43 min 24,8 s		L'OMN annonce « coupe le moteur deux ».		
14 h 43 min 25,8 s		Le commandant de bord appelle « procédure feu réacteur ».		
14 h 43 min 26,2 s		La manette de puissance est amenée en butée vers la position de ralenti.		
14 h 43 min 27,7 s et 14 h 43 min 28,4 s	Récupération du pompage. Le N2 atteint 89,7 % et la poussée est égale à environ 45 % de la poussée de décollage.	Le N2 passe en dessous de 58 %.		
14 h 43 min 28,7 s et 14 h 43 min 29,3 s		Les N1 et N2 s'inscrivent sur une courbe caractéristique d'un moteur en auto rotation normale. La poignée coupe-feu est actionnée.		
14 h 43 min 28,3 s			Les paramètres montrent un comportement cohérent avec un passage de TAKE OFF à CONTINGENCY. Les paramètres débit de carburant, section de tuyère primaire et pression P7 sont cohérents avec la réchauffe allumée sur ces moteurs.	
14 h 43 min 35,5 s	Le moteur fonctionne en mode CONTINGENCY, toutefois la P7 indique un déficit de poussée de l'ordre de 5 %.			
14 h 43 min 42,3 s		Une deuxième alarme feu et le gong associé sont entendus.		

Temps	Moteur 1	Moteur 2	Moteur 3	Moteur 4
14 h 43 min 58,6 s		L'alarme feu et le gong associé re-tentissent pour la troisième fois alors que l'alarme s'était arrêtée quatre secondes aupara-vant. L'alarme dure jusqu'à l'arrêt de l'enregistrement.		
14 h 43 min 59,5 s et 14 h 44 min 11,5 s	Fuel Flow et EGT donnent des signes de fluctuation. Le moteur dévisse et subit un dernier pompage.			
14 h 44 min 24,7 s à 14 h 44 min 27,0 s			Réduction probable des manettes de poussée par l'équipage.	
14 h 44 min 25,5 s et 14 h 44 min 26,5 s			Pompage dû à la distorsion de l'écoulement dans les entrées d'air.	

1.16.9.4 Fonctionnement des moteurs

1.16.9.4.1 Moteur 1

La première perte de poussée est causée par un pompage. Les paramètres montrent qu'il se produit peu après la détérioration du pneumatique, entre les temps 97602,8 (14 h 43 min 12,3 s) et 97603,4 (14 h 43 min 12,9 s). Le démontage du moteur a mis en évidence une ingestion de corps étrangers liée probablement à l'explosion du pneu et vraisemblablement à l'origine du pompage. Cependant, le pompage de ce moteur intervenant pratiquement au même instant que celui du moteur 2, il est également possible que la cause soit identique pour les deux moteurs, c'est-à-dire qu'il s'agisse d'ingestion de gaz chauds.

La seconde perte de poussée est causée par un nouveau pompage qui intervient alors que l'incidence de l'avion est de 13°. La perte de poussée (la poussée restante est comparable à celle délivrée par un moteur au ralenti) est beaucoup plus importante que les pertes de poussée constatées dans le passé lors d'ingestions de morceaux de pneumatique. Ce pompage ne peut être causé que par l'ingestion d'un mélange kérosène/gaz chauds favorisée par le changement d'attitude de l'avion.

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

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

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

1.16.9.4.2 Moteur 2

La perte de poussée du moteur 2 est causée par un pompage qui se produit pratiquement au même moment que celui du moteur 1. La poussée alors délivrée est comparable à celle d'un moteur au ralenti. Il a été établi avec précision à partir des témoignages, des traces relevées sur la piste et des données enregistrées, que le feu était allumé avant le pompage du moteur. D'autre part les constatations faites lors du démontage, ainsi que l'expérience acquise en service, montrent que l'endommagement interne du moteur avant l'impact n'était pas suffisant pour provoquer un pompage. Le seul mécanisme qui soit cohérent avec un pompage conduisant à une forte perte de poussée est une ingestion de gaz chauds.

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

L'activation de l'alarme feu du moteur et la valeur très basse de ses paramètres ont conduit l'équipage à couper le moteur après l'appel de la procédure feu réacteur par le commandant de bord. En effet, on entend le mouvement de la manette de puissance en butée ralenti et, peu après, l'activation de la poignée coupe-feu. De plus la décélération du moteur, déterminée à partir des paramètres enregistrés, est cohérente avec un arrêt moteur commandé.

1.16.9.4.3 Moteurs 3 et 4

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

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

1.16.9.4.4 Conclusion

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

1.16.10 Origine de la non-rentrée du train d'atterrissage

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

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

- le sélecteur de train se trouve entre les positions « down » et « neutre », hors du cran mais sous la languette de sécurité mécanique,

- le crochet de verrouillage de la porte du train principal gauche est ouvert. On ne peut cependant rien en conclure car lors d'une sortie en urgence du train, l'ouverture du crochet est assurée au moyen de biellettes liées à la structure. Ces biellettes ont pu être actionnées au moment de l'impact,

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

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

Il convient donc de procéder à l'analyse systématique des causes possibles de la non-rentrée, en s'appuyant sur la description du système figurant au § 1.6.2.2.

Un préalable à la rentrée du train est le déplacement de la manette de commande vers la position « up ». L'absence de commentaires de l'équipage permet de considérer que cette manette a été manœuvrée normalement.

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

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

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

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

Par ailleurs, la perte totale du circuit hydraulique Vert aurait entraîné un gong par l'intermédiaire d'un défaut PFCU. Il n'y a pas d'enregistrement d'un tel gong sur le CVR. De plus, cette défaillance aurait amené en même temps le passage en mécanique de la gouverne de direction (voir § 1.16.11). Or ce passage s'est produit près de cinq secondes après l'annonce que le train ne rentrait pas.

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

1.16.11 Passage de la direction en mode mécanique

L'enregistrement du CVR montre qu'au début du vol, à cause d'une défaillance de la chaîne électrique Bleue, l'équipage a décidé de partir avec les gouvernes de direction sur la chaîne Verte. Ceci est conforme à la tolérance prévue dans la liste minimale d'équipement (MEL). En cours de vol, à 14 h 44 min 01 s, soit une demi-minute environ avant l'impact, la direction a basculé sur la chaîne mécanique. Trois hypothèses peuvent a priori expliquer ce basculement :

- Perte du circuit hydraulique Vert

Conformément à la logique du système de commandes de vol (cf. § 1.6.7.1), la perte du circuit hydraulique Vert conduit au passage des gouvernes de direction en mode mécanique. La perte d'un circuit hydraulique génèrerait un gong qui n'a pas été identifié lors de l'analyse du CVR, mais un tel gong aurait pu être masqué par le gong de l'alarme feu enregistrée à 14 h 43 min 59,4 s.

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

- Détection d'un défaut

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

- Perte de la chaîne électrique Verte

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

Cependant, lors du passage de la direction en mode mécanique, les PFCU des élevons « inner » et « outer and median » fonctionnaient normalement sur la chaîne électrique Bleue. Seuls donc les PFCU de la direction pouvaient être directement affectés par la perte de la chaîne électrique Verte, ce qui expliquerait que seule la direction soit passée en mode mécanique.

1.16.12 Alarmes

1.16.12.1 Alarme fumée toilettes

Une alarme détection fumée toilettes a été enregistrée à 14 h 43 min 32,6 s. L'air conditionné dans les toilettes provenant de la cabine avant, cette alarme peut s'expliquer par le passage dans le circuit de conditionnement de mélange carburé ingéré par le moteur 2 qui venait de s'arrêter ou par le moteur 1 (voir § 1.6.7.2).

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

1.16.12.2 Alarme feu moteur

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

- La flamme[16] établie sous l'intrados de la voilure chauffe suffisamment les capots avant (en aluminium) et arrière (en titane) pour que la température interne atteigne le seuil de déclenchement de 350 °C). D'après une étude menée par BAE, l'ensemble intermédiaire serait à l'origine de l'alarme.

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

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

- Le carburant entrant par les volets inférieurs de ventilation s'enflamme au contact des parties chaudes du moteur.

16 Températures estimées de convection de l'ordre de 1 000 °C et de radiation de l'ordre de 1 500 °C.

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

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

1.16.13 Etude de la trajectoire

1.16.13.1 Essais au simulateur de vol

Différents scénarios de panne des moteurs gauches ont été simulés au moyen d'un simulateur d'entraînement avec l'aide d'un équipage qualifié sur Concorde. Les conditions retenues étaient celles du jour de l'accident (vent, température, piste, masse). Les pilotes étaient informés des défaillances introduites.

D'après les pilotes qui ont participé à ces essais, les bruits et accélérations subis en poste ne sont pas réalistes et sont très inférieurs à ceux réellement ressentis lors du décollage d'un Concorde.

Après des décollages au cours desquels tous les paramètres étaient nominaux, un décollage a été effectué avec une panne du moteur 2 et une rotation à 183 kt. On a pu constater une nette inflexion de la trajectoire vers la gauche

Lors des deux décollages suivants, une panne des deux moteurs gauches a été simulée par réduction des manettes de poussée, complète sur le moteur 2 et de moitié sur le moteur 1. Les vitesses de rotation retenues ont été respectivement de 183 kt et de 198 kt. A chaque fois, la trajectoire constatée a été proche de celle d'une sortie latérale de piste. Les essais suivants ont montré un meilleur maintien de l'axe, visiblement par un effet d'accoutumance/entraînement.

Remarque : au cours de ces essais, le temps d'accélération mesuré à partir du top décollage jusqu'à V1 (150 kt) a été de trente-trois secondes.

1.16.13.2 La déviation de la trajectoire

A la demande des enquêteurs, EADS a effectué différentes simulations numériques de la trajectoire au sol de l'avion, en évaluant par le calcul les accélérations latérales ressenties dans le poste de pilotage (nyp). Les entrées de la simulation sont issues du dépouillement des enregistreurs de vol, en particulier la position des gouvernes de gauchissement, profondeur et direction et la poussée des moteurs.

D'une manière générale, on constate qu'en introduisant dans le modèle les paramètres de poussée et de braquage des gouvernes enregistrés sur l'avion, on obtient des valeurs d'accélération, de cap et d'assiettes longitudinale et latérale similaires à celles qui ont été enregistrées. Ceci confirme que le modèle est représentatif de l'avion.

La simulation montre que lorsque les moteurs 1 et 2 subissent leur premier pompage, l'avion est soumis à une perte de poussée brutale proche de la panne double, l'accélération longitudinale étant alors divisée par deux (fig. 67). C'est pratiquement au même moment que le pilote commence la rotation.

Remarque : dans les figures de ce paragraphe, les valeurs en abscisse correspondent aux temps générés FDR. Par exemple, pour « 600 », il faut lire « 97600 ».

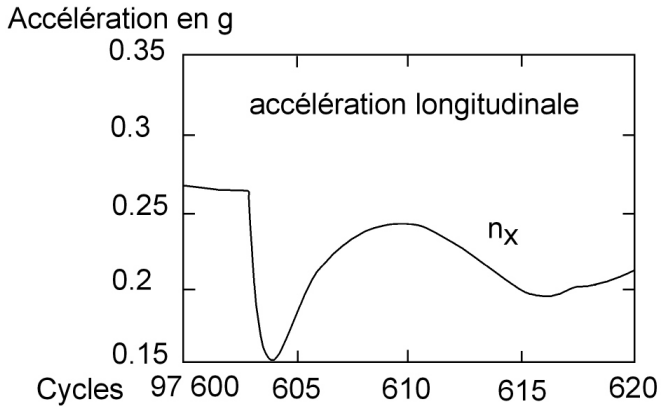


Figure 67 : Accélération longitudinale de l'avion (nx)

Sous l'effet de la perte de poussée, l'avion subit un fort mouvement de lacet à gauche. Son cap se trouve alors à gauche de sa route, ce qui correspond à un dérapage à droite (*fig. 68 et 69*). Ce dérapage, d'une valeur de 3°, se traduit par une accélération latérale de plus de 0,2 g.

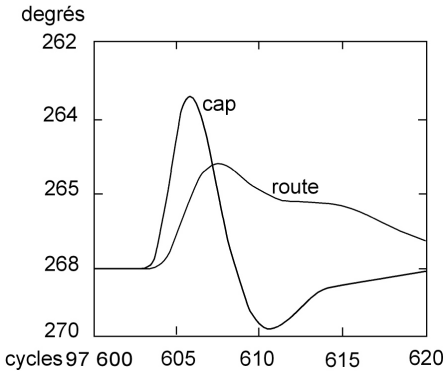


Figure 68 : Cap et route de l'avion

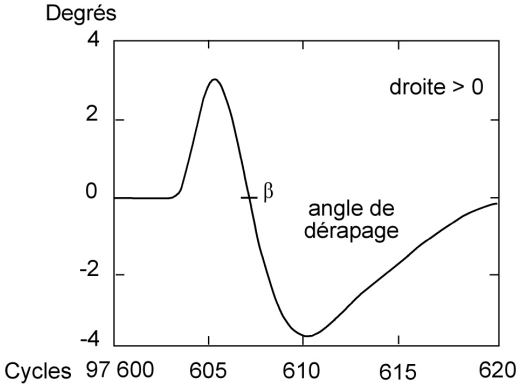


Figure 69 : Dérapage de l'avion

La dissymétrie de poussée a été contrée à la direction : environ 20° de gouverne à droite. Cette valeur est suffisante pour contrer le couple de lacet des moteurs et le cap revient vers la droite à partir du cycle 97605. Toutefois, il ressort des paramètres enregistrés que le palonnier est relâché à partir de 97606,2 : la gouverne de direction repart vers 13° et cette valeur reste approximativement constante durant tout le décollage (*fig. 70*). Or, une seconde avant ce relâchement, le calcul montre que l'accélération latérale ressentie en poste a perdu plus de la moitié de la valeur qu'elle avait atteinte pendant l'embardée initiale, alors que l'accélération latérale au centre de gravité - qui signe l'embarquement effectif de trajectoire - est maximale. Ce décalage entre les accélérations latérales ressenties en poste et celles agissant sur la trajectoire de l'avion au centre de gravité peut permettre d'expliquer l'action du pilote sur la gouverne de direction.

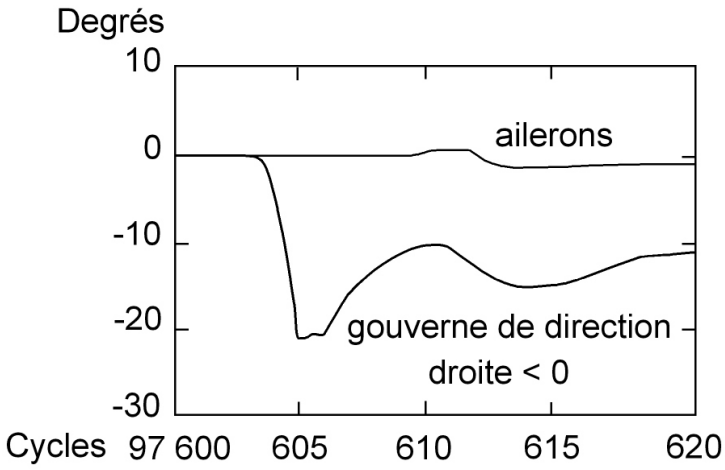


Figure 70 : Position de la gouverne de direction

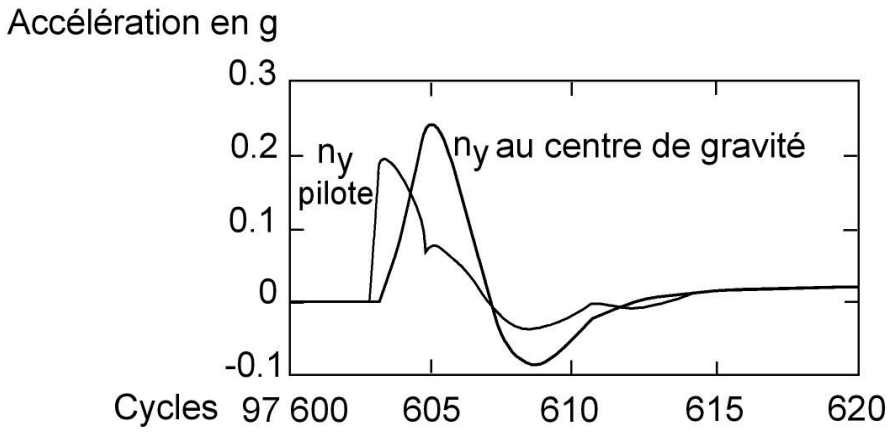


Figure 71 : Accélérations latérales

Dans les secondes qui suivent, l'assiette longitudinale continuant à augmenter, le champ visuel utile du pilote se réduit et l'appréciation de la trajectoire devient difficile. Le cap est revenu sensiblement vers la valeur de l'axe de piste, l'écart à cet axe n'augmente plus que légèrement.

La simulation fait apparaître au moment du décollage, c'est-à-dire vers le cycle 97612,4, un écart de vingt-deux mètres entre l'avion et l'axe de la piste. Les traces sur la piste montrent qu'à ce moment l'écart réel était de 22,5 mètres.

1.16.13.3 Effet de la rotation anticipée

Pour étudier l'effet de la rotation anticipée sur la montée initiale de l'avion, une modélisation de la trajectoire dans le plan vertical a été faite en se basant sur les hypothèses suivantes :

- VR = 198 kt et assiette = 13°, valeurs inscrites sur le carton de décollage,
- pertes de poussée des réacteurs identiques à celles du vol de l'accident.

Remarque : l'assiette de 13° est celle prévue pour faire face à la panne d'un moteur au décollage.

Dans ces conditions, au cycle 97660, soit avant la perte finale de poussée du moteur 1, le gain d'altitude aurait été de 470 pieds et la vitesse de 200 kt.

Ces valeurs n'auraient pas permis de faire face à la perte d'un deuxième moteur.

1.16.13.4 Conséquences d'une interruption du décollage

Deux modélisations d'un éventuel arrêt-décollage ont été effectuées, l'une à partir de la vitesse qu'avait l'avion quand la rotation a été débutée (c'est-à-dire de fait le premier instant où l'équipage a pu être alerté par des sensations inhabituelles), soit 183 kt, l'autre à partir de 196 kt, lorsque l'OMN a annoncé ce qui peut être compris comme « stop ».

Les simulations ont été conduites avec les hypothèses suivantes :

- freinage sur sept roues, pour tenir compte de la destruction du pneu n° 2,
- couple de freinage disponible à sa valeur nominale jusqu'à l'énergie maximale indiquée dans le manuel de vol (70 MJ), majorée de 10 %,
- utilisation des inverseurs de poussée sur les moteurs 1, 3 et 4.

Avec ce jeu d'hypothèses, il apparaît que la vitesse résiduelle de l'avion en bout de piste aurait été de 74 kt pour une interruption du décollage à 183 kt et de 115 kt pour une interruption du décollage à 196 kt.

Ces chiffres montrent qu'une interruption du décollage aurait conduit à une sortie de piste à une vitesse telle que, compte tenu du feu, les conséquences en auraient été catastrophiques pour l'avion et ses occupants.

1.17 Renseignements sur les organismes et la gestion

1.17.1 Exploitation du Concorde à Air France

1.17.1.1 PNT

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

L'encadrement se présente de la façon suivante :

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

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

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

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

Selon les personnes rencontrées au cours de l'enquête, la petite taille de la division a un effet plutôt favorable sur les relations au sein des équipages et avec la hiérarchie. Tous les navigants ont l'habitude de voler ensemble et se connaissent particulièrement bien.

1.17.1.2 PNC

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

1.17.1.3 Maintenance

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

Le département A310/Concorde est organisé en unités de pilotage spécifiques Concorde (Grande Visite, Technique) et Airbus (Technique) et en unités de pilotage communes (Production, Logistique). Le contrôle de gestion, la gestion des ressources humaines, les

facteurs humains et un secrétariat sont placés sous l'autorité directe du chef de département.

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

1.17.1.4 Manuel d'exploitation et manuel de vol

Le manuel d'exploitation d'Air France comporte quatre parties :

- Manuel Généralités Opérations (GEN.OPS)
- Manuel d'utilisation (TU)
- Routes et aérodromes
- Formation et Maintien des compétences

1.17.1.4.1 Procédures extraites du GEN.OPS

- Interruption du décollage

Le paragraphe 2, Interruption du décollage, EXP 08.03.00 page 1, précise que : « […] *Air France a établi des consignes d'utilisation à appliquer en cas d'arrêt-décollage, en particulier en adoptant pour chaque avion une notion de haute et basse vitesses précisée dans chaque manuel TU.*

Dans la plage haute vitesse, la décision d'interrompre le décollage avant V1 ne doit être prise qu'en cas de perte significative de poussée ou de feu sur un moteur, ou de certitude que l'avion ne pourra pas voler (perte d'un élément essentiel de structure par exemple…). dans tous les autre cas, la poursuite du décollage est préférable. […] ».

Le paragraphe 3, Panne au décollage, EXP 08.03.00 page 1, indique que : « *En cas de panne au décollage, aucune action ne sera entreprise avant 400 pieds AAL, en dehors de la conduite de la trajectoire et de la rentrée du train* ».

Le paragraphe 2.3, Répartition des tâches au décollage, EXP 08.03.00 page 9, précise qu'en cas de décision d'interrompre le décollage : « *le CdB a la main sur les manettes et annonce STOP* ».

Le paragraphe 2.4, Répartition des tâches en vol, EXP 08.03.00 page 10, précise que l'annonce d'une panne peut être annoncée par « *TOUS* (les membres d'équipage) », que la trajectoire est suivie par « *le PF* » et que le traitement de la panne est déclenché par le « *CdB* ».

- Briefing décollage

Le paragraphe 3, Briefing avant décollage, EXP 08.03.00 page 11, précise que : « *il est fait un rappel par le PF des paramètres de décollage, de la trajectoire de décollage et des moyens de la contrôler, de la trajectoire à suivre en cas de panne, des altitudes de sécurité, des particularités du décollage* » et par le CdB « *des conditions d'exécution de l'interruption du décollage* ».

1.17.1.4.2 Procédures extraites du manuel TU Concorde

Le paragraphe 10, Limitation Vent, page II-01.10.4, précise que la limitation de vent arrière pour un décollage est de 20 kt.

- Alarme Wheel (en vol)

La page II-02.10.42 précise que les premières actions à effectuer sont :

« *Position train……..…….OBSERVEE TRAIN SORTI*
Laisser le train sorti à moins que la sécurité ne l'exige.
[…] »

- Procédure Feu ou Dégâts importants réacteur

La page II-04.20.1 précise que les premières actions à effectuer sont :

« *TRAIN, au décollage…….…….....RENTRE C/P*
AUDIO CANCEL……...…..…….....PRESSE Ts
Manette de poussée…….……..…….…..RALENTI C
Poignée coupe-feu……..……..……..…...TIREE M
Quand voyant vert FIRE, FLAPS allumé ou après 7 secondes,
Bouton 1 SHOT……..…..……..PERCUTE M
[…]»

- Procédure Panne réacteur

La page II-04.20.3 précise que les premières actions à effectuer sont :

« *TRAIN, au décollage……..…….……...RENTRE C/P*
Manette de poussée…….....RALENTI C
Poignée coupe-feu……....TIREE M
. […] »

- Briefing décollage

L'item Briefing avant décollage de la check list « Roulage » indique à la page II-06.31.5 :

« *Pendant le briefing décollage, le CdB rappelle les conditions particulières du décollage.*
Nombre de réchauffes nécessaire, N2 mini et N2 de panne.

- Interruption du décollage

1) Avant 100 kt, interruption du décollage pour :

  - Toute alarme non inhibée
  - Annonce « Panne » par l'OMN
  - Allumage du voyant TYRE

2) Entre 100 kt et V1, on ignore le Gong, interruption du décollage pour :

- Annonce « Panne » par l'OMN
- Allumage du voyant TYRE
- Alarme incendie

Note 1

L'interruption du décollage est exécutée par le PF avant le changement de main et par le CdB après le changement de main.

Note 2

L'OMN annonce « PANNE MOTEUR X » en cas de :

- baisse significative de poussée (- 5 % du N2 mini)
- avant 100 kt, perte d'une réchauffe par rapport au nombre défini
- après 100 kt, perte de deux réchauffes par rapport au nombre défini, extinction d'un voyant vert GO avec paramètres anormaux ou plus d'un voyant vert GO éteint.

[…] »

1.17.1.4.3 Procédures du manuel de vol Concorde

Les procédures du manuel de vol Concorde relatives à l'arrêt d'un réacteur sont les mêmes que celles qui figurent dans le manuel d'exploitation (TU) d'Air France. En revanche, contrairement au GEN.OPS d'Air France qui au décollage demande d'attendre quatre cents pieds, le manuel de vol demande une réaction immédiate en cas d'alarme rouge. En effet, il est précisé dans la partie procédures d'urgence :

« Une urgence est une situation prévisible mais inusuelle dans laquelle une action rapide et précise de l'équipage réduira considérablement la probabilité ou la gravité d'un accident. »

« Un voyant rouge et un coup de gong attirent l'attention de l'équipage pour les situations d'urgence et occasionnelles nécessitant une action immédiate. »

Remarque : on a vu au § 1.6.4.4 que le feu correspond bien à une alarme rouge.

1.17.1.4.4 Procédures de transfert carburant

Les procédures à suivre pour le transfert de carburant sont extraites du manuel d'utilisation Concorde.

Lors de la préparation du vol et du poste de pilotage, les pompes des réservoirs principaux 5, 6, 7 et 8 sont placées sur OFF. Il n'y a donc pas d'alimentation possible des nourrices à partir des réservoirs principaux.

Les sélecteurs STAND BY INLET VALVES des nourrices 1 à 4 sont vérifiés sur OFF lors de la vérification du poste OMN. Ces sélecteurs permettent de commander le passage du carburant depuis les tuyauteries principales de transfert d'équilibrage vers les nourrices correspondantes.

Après démarrage des quatre réacteurs, les douze pompes des quatre nourrices sont positionnées sur ON, ce qui permet d'alimenter chaque moteur à partir de sa nourrice.

Avant décollage, la procédure de transfert avant permet en cas de plein complet de ramener le centrage vers 54 %. Pour cela, les STAND BY INLET VALVES des nourrices 1 à 4 sont positionnées sur OPEN et les sélecteurs des pompes électriques du réservoir 11 sont sur « ON ». Cela permet de compléter le volume de carburant consommé dans les nourrices pendant le démarrage et le roulage avec le carburant contenu dans le réservoir 11. Un centrage au décollage de 54 % n'est autorisé que si tous les réservoirs avant sont pleins (R1 à 10 et 5A, 7A). Cela limite le ballast carburant au seul réservoir 11. Le seul transfert possible pour ajuster le centrage à 54% est donc un transfert de ce réservoir vers les nourrices.

Après la fin du transfert et avant décollage, les STAND BY INLET VALVES des nourrices 1 à 4 sont fermées et les sélecteurs des pompes 5 et 7 sont sur ON. Les sélecteurs des pompes 6 droite et 8 droite sont sur « ON ». Dès ce moment, les nourrices 1 et 2 sont alimentées à partir du réservoir 5. De même, les nourrices 3 et 4 sont alimentées à partir du réservoir 7. Le transfert d'équilibrage n'est pas pratiqué pendant la phase de décollage.

1.17.2 Suivi de navigabilité

1.17.2.1 Généralités

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

Le suivi de navigabilité s'organise autour d'une réunion annuelle appelée Airworthiness Review Meeting (ARM) avec les représentants des deux constructeurs EADS et British Aerospace. En complément des ARM, d'autres réunions régulières sont également organisées, par exemple pour traiter des problèmes rencontrés en service et qui affectent la navigabilité.

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

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

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

Type d'avion	Heures de vol	Cycles
A300	5 645 000	3 468 000
A300-600	4 673 000	2 398 000
A310	7 258 000	2 755 000
A330	1 193 000	417 000
A340	2 757 000	439 000
Concorde	**235 000**	**84 000**

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

1.17.2.2 Points relatifs aux pneumatiques et aux endommagements de structure

Les actions relatives à la résistance des pneumatiques et à la protection de l'avion en cas d'éclatement de pneumatique qui ont été entreprises dans le cadre du suivi de navigabilité ont été traitées au paragraphe 1.16.4.2.

Après l'événement de Washington en 1979, un renforcement de l'intrados avait été envisagé dans un premier temps puis, au vu des résultats des études et des essais, il avait été considéré qu'il n'était pas nécessaire de revoir la structure (cf. 1.16.4.2.1). Ce point n'a pas été rouvert par la suite, les incidents ne faisant pas apparaître de faiblesse particulière de la structure de l'avion. Seuls les équipements directement à l'origine des perforations ont fait l'objet de modifications.

Les éléments ci-après donnent une présentation statistique de l'évolution des événements liés aux pneumatiques. Lors de la certification, il avait été considéré que le double éclatement de pneumatique sur Concorde pouvait être considéré comme extrêmement rare (inférieur à une occurrence pour 10^7 heures de vol). Au vu de l'expérience en service, l'étude réalisée par Aérospatiale après l'événement du 14 juin 1979 caractérisait cette occurrence comme rare (probabilité entre 10^{-5} et 10^{-7} par heure de vol). Aucune occurrence de ce type n'a été rapportée depuis 1979.

A la date du 25 juillet 2000, il apparaît que le taux de dégonflage/destruction de pneumatiques sur Concorde était en moyenne d'une occurrence pour 1 500 cycles (ou 4 000 h de vol). Ce taux a diminué au cours du temps et la proportion n'était plus que d'une occurrence pour 3 000 cycles (ou 8 000 heures de vol) entre 1995 et 2000. A titre de comparaison, sur avion long-courrier, du type de l'Airbus A340, ce taux est de l'ordre d'une occurrence pour 100 000 cycles(17).

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

On peut également calculer le taux d'événements au décollage par nombre de cycles. On distingue trois périodes :

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

- avant 1982, alors qu'aucune modification du train ou des pneus n'avait été réalisée,
- entre 1982 et 1994, alors que tous les avions avaient subi les modifications détaillées au § 1.16.4.2.1,
- après 1994, alors que les procédures de maintenance du système de freinage avaient été modifiées et que les avions de British Airways étaient équipés des déflecteurs modifiés.

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

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

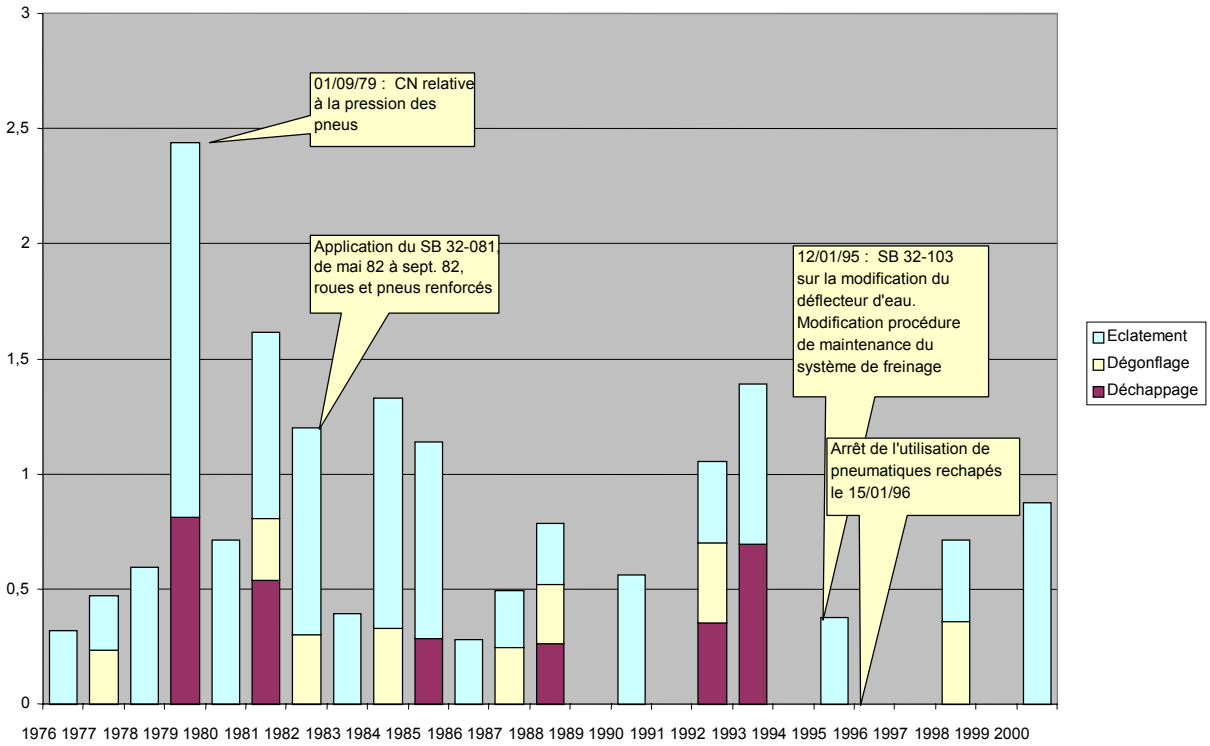


Figure 72 : Nombre d'événements pour mille cycles

Remarque : compte tenu de la faible quantité d'événements pris en compte dans cette approche statistique, les évolutions constatées sur le graphique ne peuvent donner qu'une idée qualitative globale. Cependant la baisse significative d'événements dans ces domaines atteste d'une certaine efficacité des mesures prises.

1.17.2.3 Autres domaines intéressant le suivi de navigabilité

Plusieurs points apparaissent de manière régulière dans les comptes-rendus des ARM des dix dernières années. Il s'agit notamment de la fiabilité des installations motrices pour lesquels les données brutes font état d'un taux d'arrêts en vol très supérieur aux autres types d'avions civils, du système hydraulique et des systèmes d'évacuation.

Ainsi, la constatation, du faible niveau de fiabilité des toboggans figure dans tous les comptes-rendus des ARM de 1994 à 1999. Ce point a été repris en juin 2001 lors d'une réunion des autorités de navigabilité.

1.18 Renseignements supplémentaires

1.18.1 Certification des trains et des pneumatiques

1.18.1.1 Généralités

Le Concorde a été certifié suivant un règlement spécifique appelé TSS Standards. Dans ce règlement, les éléments relatifs aux trains figurent au chapitre 5-6 et ceux relatifs aux pneumatiques au paragraphe 5-3.2. Le § 5-6.9 précise les exigences en cas d'éclatement de pneu ou d'endommagement des trains.

1.18.1.1.1 Exigences sur les pneumatiques

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

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

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

Remarque : ces exigences ne sont pas propres au Concorde. Pour répondre aux exigences de la certification, les constructeurs de pneumatiques s'appuient d'ordinaire sur les dispositions du TSO C.62d. Dans le cas du Concorde, ces dispositions avaient été adaptées dans un document appelé Qualification Test Program (QTP). Elles différaient essentiellement du TSO au niveau de la caractérisation du pneu sur machine, avec des tests plus sévères, notamment de résistance à la charge (pneu gonflé et dégonflé).

1.18.1.1.2 Exigences sur les trains

Conformément au § 5-6.9 du TSS, les pièces et équipements placés dans la région du train d'atterrissage doivent être protégés pour ne pas mettre en danger l'exploitation de l'avion dans les cas suivants : éclatement de pneumatique avec le train d'atterrissage sorti, rentré ou en position intermédiaire, battage par une bande de pneumatique dans une position où la roue est en mesure de tourner, surchauffe d'une roue due à un freinage excessif.

1.18.1.2 Justifications apportées lors de la certification

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

La conformité au § 5-6.9 du TSS (résistance à un éclatement de pneu) a été vérifiée par les autorités de certification le 5 octobre 1973 sur l'avion 1. Elle a fait l'objet du compte rendu 410.198.73 dans lequel aucune remarque n'est formulée.

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

Remarque : les pneumatiques Goodyear qui équipaient le F-BTSC étaient conformes aux nouvelles dispositions du QTP.

1.18.2 Absence de l'entretoise du train principal gauche

L'examen des trains d'atterrissage (cf. § 1.12.4.4) a fait apparaître l'absence de l'entretoise centrale du train principal gauche, cette entretoise n'ayant pas été remontée lors de la « check A01 » effectuée du 17 au 21 juillet 2000. Il convenait donc d'étudier les conditions de cet oubli et son éventuelle contribution à l'accident du 25 juillet.

Pour ce second point,

- l'examen approfondi du boggie et des pneumatiques du train gauche a été effectué au CEAT dans le cadre de la procédure judiciaire,
- une étude a été conduite par le CEAT en collaboration avec le concepteur du train, la société Messier-Dowty,
- les trajectoires au sol de l'avion le 25 juillet 2000 et lors des vols précédents ont été étudiées.

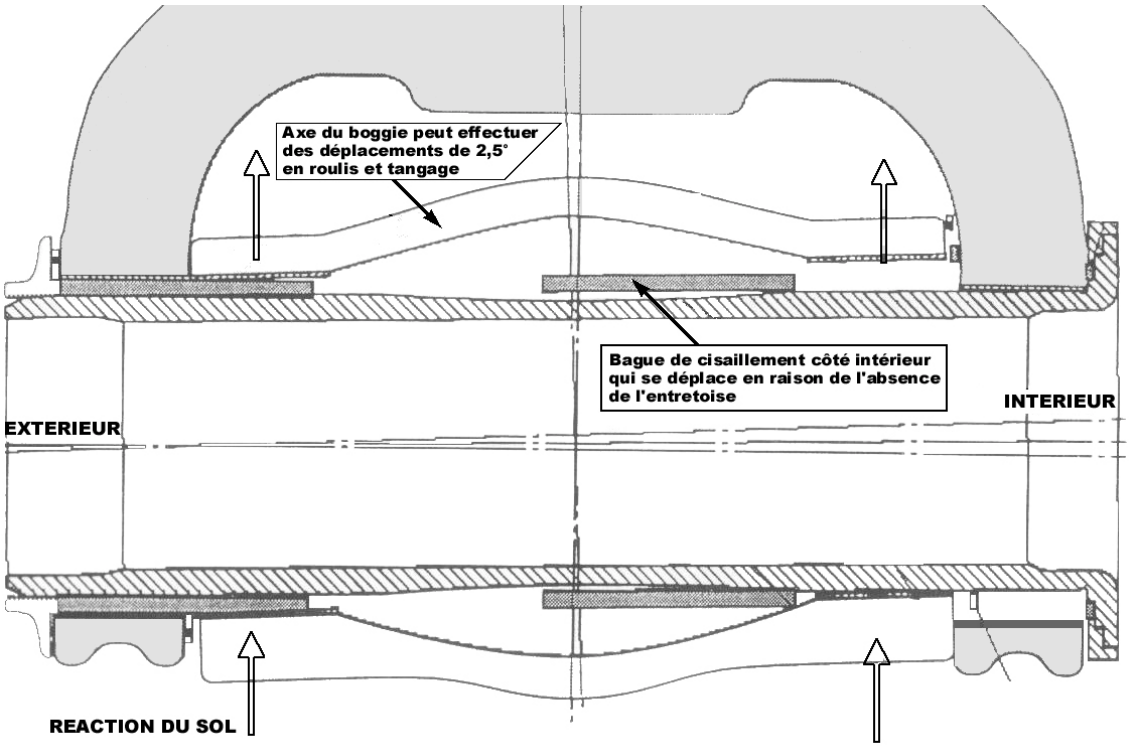


Figure 73 : Coupe de la liaison fût-boggie des trains d'atterrissage

1.18.2.1 Opérations d'entretien

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

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

1.18.2.1.1 Documentation

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

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

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

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

1.18.2.1.2 Travaux effectués

Le remplacement du boggie a été effectué au cours de deux vacations. Une première équipe (vacation A) a procédé au déshabillage du boggie le 17 juillet de 6 h 00 à 18 h 00. Une seconde (vacation B) a procédé à la dépose et à la repose du boggie du 17 juillet à 18 h 00 au 18 juillet à 6 h 00. Le personnel qui est intervenu possédait les qualifications et habilitations nécessaires.

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

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

Lors du remontage, les bagues de cisaillement ont été positionnées directement dans leur réceptacle sur le fût, avant la repose de l'axe. Ceci n'a pas permis de détecter l'absence d'entretoise sur le nouveau boggie.

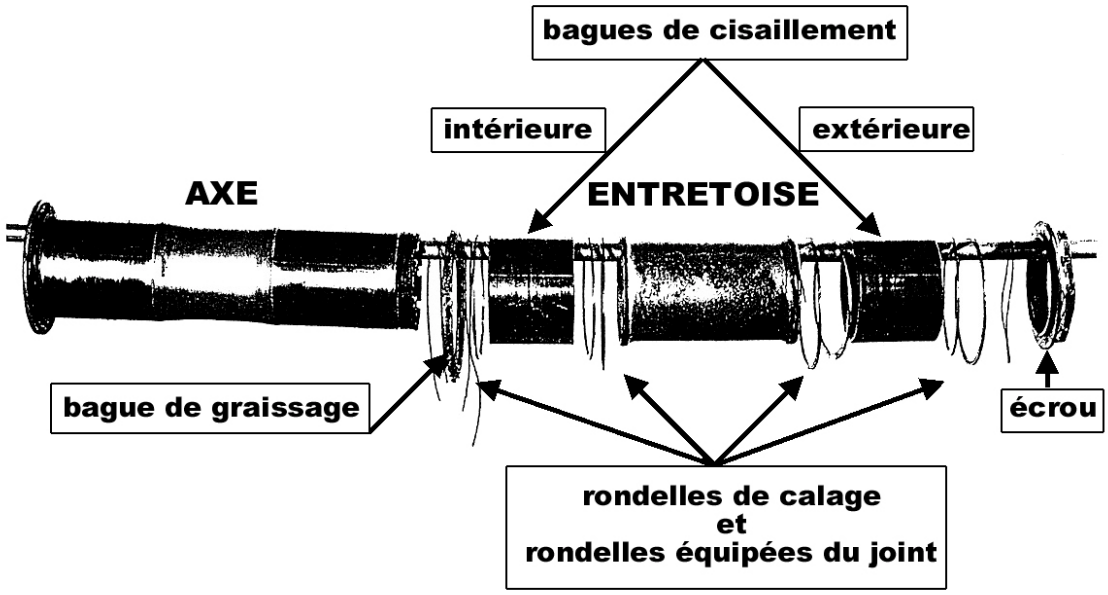


Figure 74 : Atterrisseur, éléments de l'articulation du balancier

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

1.18.2.2 Examen du boggie

Lors du démontage en atelier du boggie accidenté, il n'a pas été trouvé de débris d'entretoise ou de traces de matière fondue. Comme cette pièce en forme de tube ne pouvait pas s'échapper totalement de l'axe, ces constatations confirment qu'elle n'était

pas présente sur l'avion avant l'accident. Il a également été constaté que la bague de cisaillement côté intérieur était sortie de son logement.

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

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

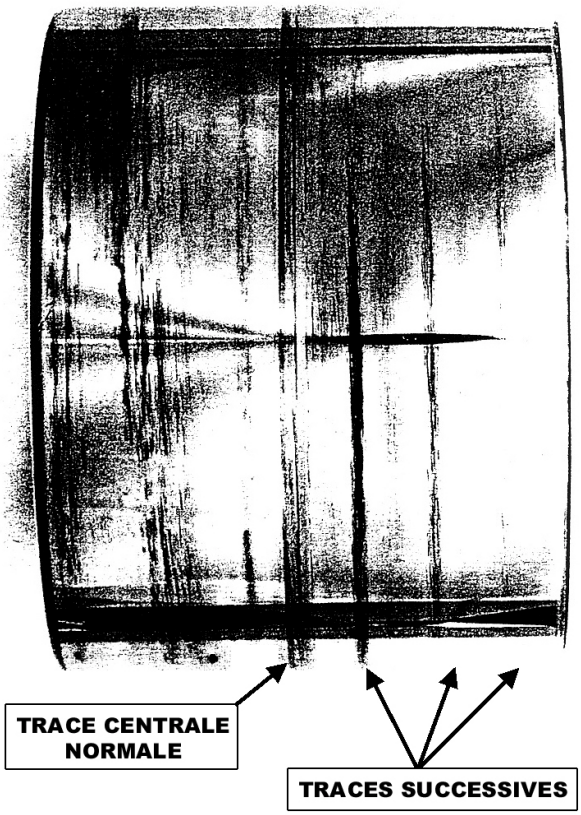


Figure 75 : Atterrisseur gauche, bague de cisaillement interne

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

1.18.2.3.1 Aspect mécanique

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

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

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

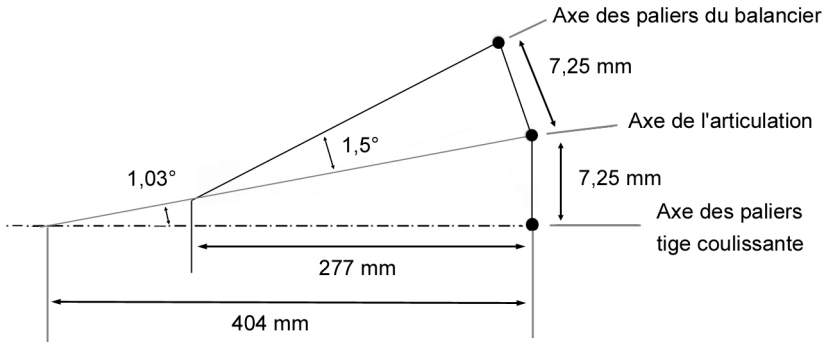


Figure 76 : Effet de l'absence de la bague sur la géométrie de l'articulation

1.18.2.3.2 Câblages et tuyauteries

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

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

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

1.18.2.3.3 Déplacement du boggie

- Effets mécaniques

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

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

- Nouvel équilibre

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

Après éclatement du pneumatique n° 2, la charge qu'il supportait s'est reportée sur le pneumatique extérieur correspondant (n° 1). En conséquence, il y a eu un nouvel équili-

bre de l'ensemble balancier autour de son axe sur la bague de cisaillement extérieure, l'angle de carrossage redevenant alors pratiquement nul.

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

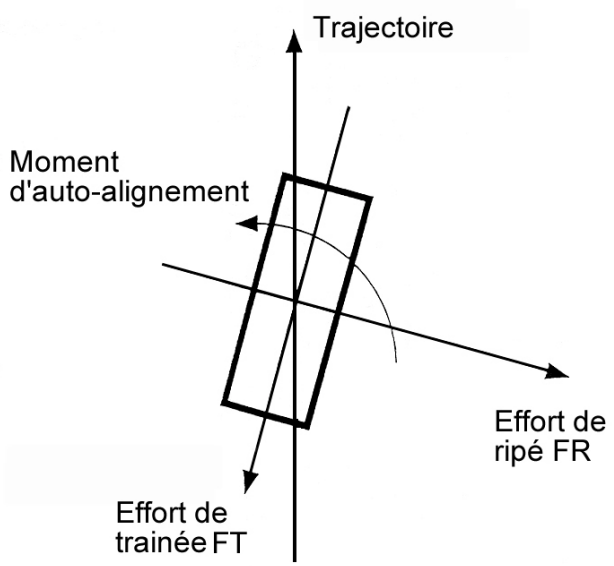


Figure 77 : Comportement type d'un pneumatique en ripé

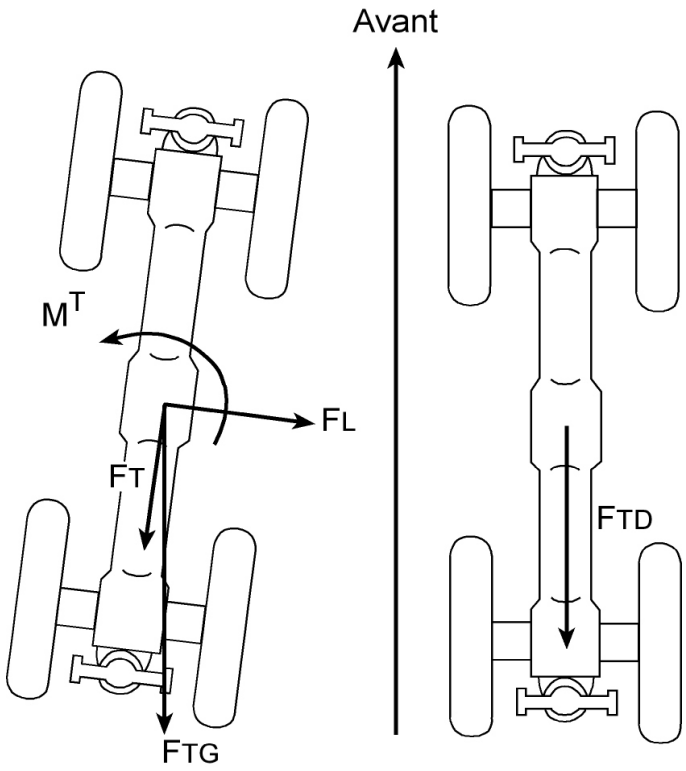


Figure 78 : Efforts en situation de ripé

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

- Comportement dynamique

Le fabricant du train d'atterrissage du Concorde a indiqué qu'aucun cas de shimmy de train avec boggie ne lui avait été rapporté. L'examen des pièces n'a pas mis en évidence un tel phénomène. De plus, les traces du pneumatique n° 2 ne font pas apparaître de phénomène de vibration ou d'instabilité.

1.18.2.4 Examen des autres roues du boggie gauche

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

1.18.2.5 Etude du début du vol

En théorie, l'absence de l'entretoise aurait pu être à l'origine d'une trajectoire dissymétrique, d'un échauffement des roues et d'une accélération inférieure à la normale. L'étude des traces sur la piste ainsi que les calculs de trajectoire et d'accélération effectués à partir des données des enregistreurs de vol montrent que cela n'a pas été le cas :

- Pendant le roulement au décollage, l'avion aurait eu tendance à dévier sur la gauche si le train gauche avait créé une traînée parasite. Or sa trajectoire est rectiligne avant les pertes de poussée des moteurs 1 et 2 et on n'observe aucune action à droite sur la gouverne de direction. Au contraire, quelques légères actions à gauche sont même visibles avant V1.

- Une telle traînée parasite aurait pu aussi amener à une utilisation anormale des freins pendant le roulage pour rejoindre la piste. Or, quand l'équipage a effectué la check list avant décollage et conformément à celle-ci, il a annoncé la température des freins. Cette température était de 150° (la température doit dépasser 220° pour qu'il y ait alarme). De plus, elle était la même pour les boggies droit et gauche. La température des freins n'avait donc rien d'anormal.

- L'accélération enregistrée est de 0,268 g, ce qui est la valeur normale pour le Concorde lorsqu'il est à sa masse maximale. De plus, trente-quatre secondes après le top décollage, l'avion avait parcouru 1 200 m et atteint une vitesse de 151 kt. Or, à la MTOW et dans les conditions du jour de l'accident, le Concorde doit parcourir 1 150 m et atteindre la vitesse de 150 kt en trente-trois secondes. Les performances de l'avion ont donc été conformes aux valeurs théoriques jusqu'à la détérioration du pneumatique n° 2 par la lamelle métallique. De plus, les performances des décollages des vols précédant l'accident (postérieurs au remplacement du boggie) sont conformes aux normes publiées. Comparées aux performances de décollage d'autres Concorde, elles ne montrent aucune différence significative.

- Jusqu'à ce que l'avion roule sur la lamelle métallique, aucune remarque ni réaction de l'équipage ne fait état d'un comportement anormal de l'avion.

Les premières traces de pneumatique relevées sur la piste après l'accident sont celles du pneumatique de la roue n° 2 après sa détérioration par la lamelle métallique. Il n'y avait pas de traces identifiées de pneus Concorde avant ce point.

Par ailleurs, on aurait pu craindre une modification de la perpendicularité du boggie empêchant la rentrée des trains. On a vu au § 1.16.10 qu'il n'en a rien été.

* *
*

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

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

1.18.3.1 Etat de la réglementation en France

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

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

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

1.18.3.2.1 L'aire de manœuvre

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

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

Les tableaux d'indicateurs qui servent de base au suivi de la sécurité sur la plate-forme ne contiennent pas de données relatives aux débris. Depuis mai 2001, la présence de débris sur l'aire de mouvement fait l'objet d'une analyse statistique.
Un groupe de travail « prévention et sécurité / retour d'expérience » a été mis en place en 1999. Il s'intéresse surtout aux aspects navigation aérienne mais devrait permettre d'identifier et d'analyser des précurseurs d'accidents.

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

1.18.3.2.2 L'aire de trafic

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

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

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

- une instance de concertation, la « Commission de Sécurité sur les Aires ». Elle comprend des représentants de l'aéroport, de compagnies aériennes, de prestataires d'assistance et de services présents sur l'aire de trafic et de divers services publics. Elle se réunit environ trois fois par an. Cette instance a un rôle de coordination et de proposition,

- une association loi de 1901, l'association « Charte de Sécurité sur les Aires », créée en 1994. Plusieurs compagnies aériennes, ADP et des prestataires de services en sont membres. Cette association propose des réflexions et met en œuvre des actions. Ainsi, un colloque a été tenu en 2000 sur la problématique de la sécurité sur les aires. L'association produit également un bulletin trimestriel intitulé « info sécurité ». Les réunions de l'association sont fréquentes et les contacts entre ses membres hebdomadaires. Toutefois, les représentants d'ADP regrettent que trop peu de compagnies aériennes y participent,

et comporte des actions de sensibilisation et de formation, essentiellement :

- des campagnes d'affichage ciblées sur des thèmes précis,

- un projet de formation des personnes travaillant sur l'aire de mouvement, en coordination avec leur employeur,

- une publication non régulière, le « flash sécurité ».

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

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

2 - ANALYSE

2.1 Scénario de l'accident

N.B. : la trajectoire détaillée de l'avion depuis la mise en puissance des moteurs jusqu'au temps 97623 figure en annexe 12. Toutes les distances au sol sont données à partir du seuil de piste. Le fonctionnement des moteurs est détaillé au paragraphe 1.16.9.

2.1.1 La préparation du vol

Pour le préparateur, un certain nombre de problèmes se posaient pour la réalisation du vol. Selon ses calculs, compte tenu de l'indisponibilité d'un inverseur de poussée et en fonction des éléments dont il disposait, pas tous exacts d'ailleurs puisque les données du logiciel AOGE n'avaient pas été actualisées, les passagers et leurs bagages ne pouvaient pas tous être embarqués. Lorsqu'il a été informé de la situation, l'équipage a pris les choses en main avec la volonté de réaliser le vol. En effet, après avoir demandé la réparation de l'inverseur de poussée défaillant et avant d'avoir eu le temps d'effectuer la préparation qu'il avait décidé de reprendre à son compte, il a demandé au préparateur de déposer un plan de vol direct. Il faut toutefois noter que l'étape Paris - New York est effectuée plusieurs fois par mois par les navigants de la division de vol Concorde et qu'en conséquence ceux-ci ont une très grande expérience de ses caractéristiques.

L'enquête a établi que le vol était effectivement réalisable sans escale avec la totalité des passagers, après réparation de l'inverseur de poussée, et que la masse au roulage était dans la limite structurale.

Cependant, les enquêteurs n'ont pu le vérifier qu'en reprenant les calculs avec le préparateur car la préparation effectuée par l'équipage n'avait pas été archivée, ce qui n'est pas conforme, il faut le rappeler, aux exigences réglementaires. Il en est de même pour la feuille de chargement comprenant le devis carburant et le visa du commandant de bord. Il faut toutefois observer que l'éloignement entre le service de préparation centralisée des vols et les box de préparation des vols où travaillent les équipages n'est pas favorable à une bonne synergie.

2.1.2 Le vol jusqu'à la mise en poussée des moteurs

Lorsque débute l'enregistrement CVR à 14 h 12 min 23 s, la check list « vérification poste équipage » est en cours. Elle est interrompue afin de passer les centrales inertielles en mode NAV. A la fin de la check list, les paramètres suivants sont annoncés : 95 tonnes de carburant embarqué et une V2 de 220 kt. On constate que les annonces faites en cabine ne sont plus entendues à partir de là. Comme c'est, semble-t-il, l'usage, l'OMN a vraisemblablement coupé l'écoute du Public Address dont les annonces perturbent le traitement des check lists.

A 14 h 14 min 04 s, la check list « avant mise en route » débute. L'équipage énonce les données issues de la préparation du vol. Alors que se termine la check list, il est informé que le remplacement du moteur pneumatique de l'inverseur de poussée est terminé. Il est alors 14 h 16 min 11 s.

A 14 h 20 min 06 s, le chef avion rentre dans le poste de pilotage et remet l'état de charge définitif, qui est accepté par le commandant de bord. Le chef avion informe ce dernier du problème résolu de l'identification de certains bagages (§ 1.16.2). En outre, il indique qu'il a prévu un forfait carburant de deux tonnes pour le roulage. Ces deux tonnes figurent dans l'état de charge qui, de plus, indique qu'il y a 2,2 tonnes de bagages. Après le départ du chef avion, l'équipage actualise la masse au décollage à 185,1 tonnes et annonce un centrage de décollage de 54 %, ce qui est conforme au centrage recommandé dans le manuel de vol pour un décollage dans les conditions du jour. Il fait une remarque sur la quantité « juste » de carburant et corrige le centrage sans carburant (ZFCG) à 52,3 %. Il s'avère, avec les éléments dont disposent les enquêteurs, que la quantité de carburant annoncée de 95 tonnes était réglementaire et suffisante pour effectuer le vol.

A 14 h 25 min 54 s débute la procédure « mise en route réacteurs ». Les réacteurs 3 puis 2 sont démarrés. La procédure de tractage de l'avion commence et l'équipage procède à la mise en route des réacteurs 4 et 1.

A 14 h 34 min 38 s, le contrôle donne l'autorisation de roulage pour la piste 26 droite via la voie de circulation Roméo. La check list « après mise en route » terminée, l'équipage débute le roulage et aborde la check list « roulage ». Il est 14 h 37 min 10 s, le commandant de bord est pilote en fonction.

Peu de temps après, la check list est interrompue par l'alarme PFC. L'OPL précise que la commande de direction est déjà passée deux fois du mode électrique Bleu au Vert et il propose de la laisser dans ce dernier mode. Le mode électrique Bleu est néanmoins de nouveau sélectionné - l'alarme PFC apparaîtra une nouvelle fois à 14 h 38 min 53 s - et l'OMN signale qu'il faut s'attendre au passage de la direction en mode électrique Vert pendant le décollage. Il propose dans ce cas de poursuivre le décollage, sachant qu'il est possible de réarmer le système en mode électrique Bleu. La check list « roulage » est reprise et l'OMN annonce à 14 h 38 min 14 s que le transfert carburant est en cours, ce qui signifie que le centrage est déplacé de 54,2 % vers 54 %. Ce transfert se fait directement du réservoir 11 vers les nourrices 1, 2, 3 et 4. Lorsque la check list est de nouveau interrompue par l'alarme PFC, l'équipage décide de partir avec la direction en mode électrique Vert, ce qui est conforme à la liste minimale d'équipement.

A 14 h 40 min 01 s, le Concorde est autorisé à l'alignement alors que l'équipage termine la check list « roulage ». A la demande du commandant de bord, l'OMN indique que huit cents kilogrammes de kérosène ont été consommés, ce qui correspond effectivement à la consommation attendue des moteurs depuis la mise en route. Sur la base de l'état de charge définitif remis par le chef avion et sachant que l'avion a décollé deux minutes plus tard, ce qui correspond à une consommation supplémentaire estimée de deux cents kilogrammes, on peut en déduire que, pour l'équipage, la masse de l'avion à la mise en puissance était d'environ 185 880 kg, pour une MTOW de 185 070 kg. L'enquête a confirmé cet ordre de grandeur et montré que cet excédent de masse n'avait pas d'effet significatif sur les distances de décollage et les accélérations.

La check list « avant décollage » débute à 14 h 40 min 37 s et se termine environ quarante secondes plus tard.

A 14 h 41 min 55 s, l'OMN annonce que le centrage est à 54 %. Le transfert carburant est terminé.

A 14 h 42 min 17 s, le Concorde est autorisé à s'aligner et à décoller. Le contrôleur annonce un vent du 090°/8 kt. L'annonce n'entraîne aucun commentaire de la part de l'équipage, alors que, dans ces conditions de vent, la masse au décollage devrait être

réduite à 180 300 kg en raison de la limitation de vitesse « pneus ». En réalité, le vent est pratiquement nul, comme le montrent les relevés de Météo France et l'analyse de la trajectoire. Toutefois, même si l'équipage avait préalablement constaté cette absence de vent, au vu par exemple de l'indication de la manche à air située près du seuil 26 G à mille mètres environ, il est difficile de comprendre l'absence de commentaire de sa part.

2.1.3 Le vol jusqu'à la perte de puissance finale du moteur 1

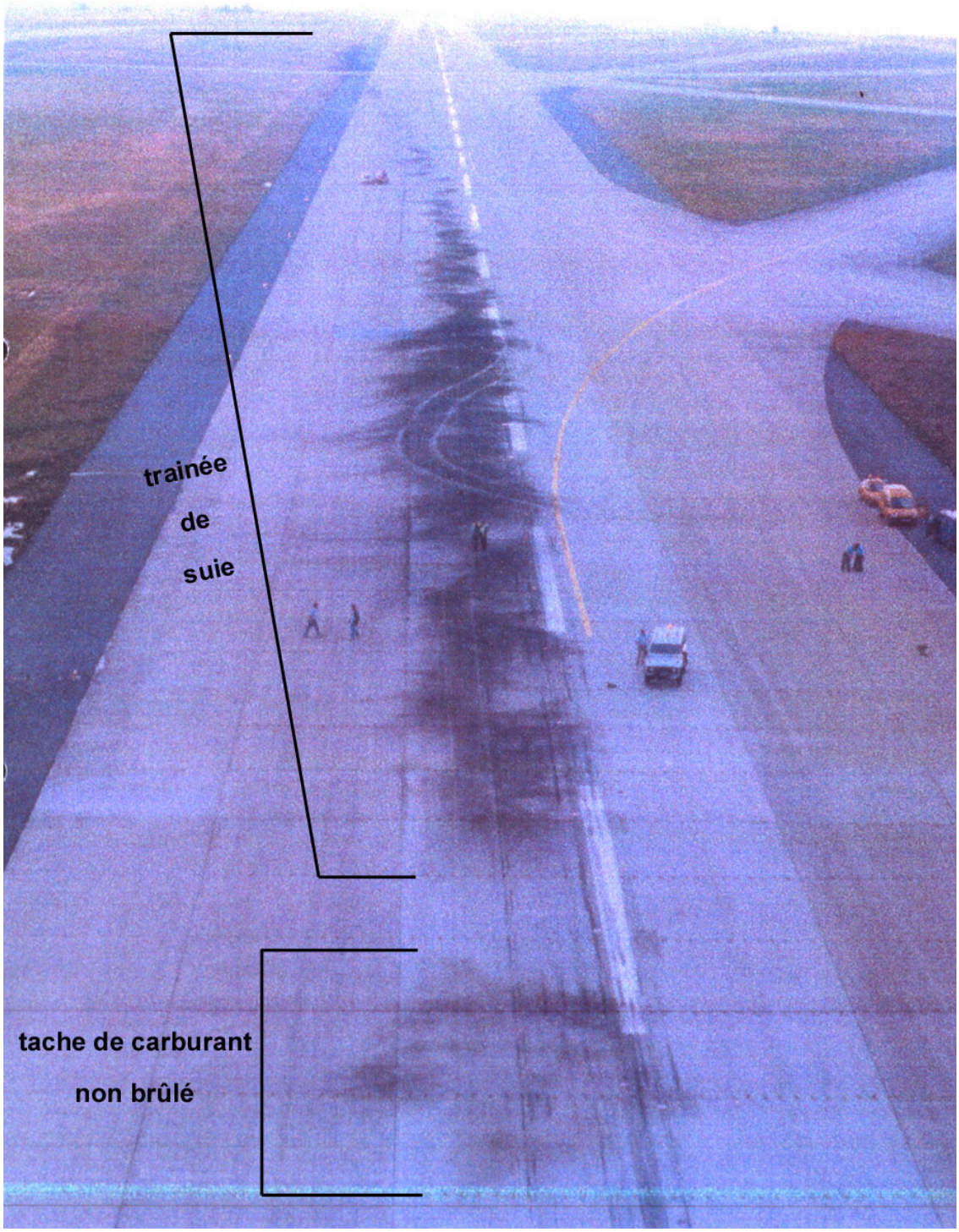


Figure 79 : Trajectoire de l'avion au décollage

A 14 h 42 min 30,4 s, soit au temps de référence FDR 97560,9, le claquement caractéristique des manettes en butée pleine puissance est entendu. Le commandant de bord donne le top décollage une seconde plus tard. Le centre de gravité de l'avion se trouve à environ quatre-vingt-dix mètres du seuil de piste.

A 14 h 42 min 54,6 s, conformément à la procédure, l'OPL annonce 100 kt. La vitesse enregistrée (CAS) a effectivement cette valeur et, comme le montre la variation du Nz enregistré, l'avion vient de franchir la discontinuité de piste asphalte/béton située à six cents mètres du seuil de piste. Sa trajectoire est centrée.

L'OMN annonce les quatre vertes à 14 h 42 min 57 s. Cette annonce fait référence aux GO LIGHTS et confirme le bon fonctionnement des moteurs, y compris de la post combustion. La CAS est enregistrée à 108 kt.

L'annonce V1 est faite à 14 h 43 min 03,7 s. L'accélération et la distance parcourue sont parfaitement conformes à la simulation calculée à la MTOW et la valeur de l'accélération longitudinale montre une pleine poussée des quatre moteurs, ce que confirment les paramètres des moteurs 1 et 2 enregistrés aux temps 14 h 43 min 08 s et 14 h 43 min 09 s.

A 14 h 43 min 09,5 s (temps FDR 97600), on note une faible variation du Ny non commandée par le palonnier. L'avion se trouve alors à environ 1 700 m du seuil, dans la zone où les premiers éléments du déflecteur d'eau ont été retrouvés. C'est probablement le moment où la roue n° 2 passe sur la lamelle métallique.

Dans la demi-seconde qui suit, un bruit net et bref est enregistré. La CAS vaut 175 kt, la distance est d'environ 1 720 m. Il est probable que ce bruit est la conséquence de la détérioration du pneumatique. C'est en effet dans cette zone que l'on trouvera sur la piste la lamelle métallique et le gros morceau de pneumatique.

A 14 h 43 min 11 s, un changement très net du bruit de fond est perçu, la CAS est de 178 kt et la distance de 1 810 mètres. Les premières traces du pneu n° 2 sont relevées sur la piste. On y retrouve aussi le morceau d'intrados du réservoir 5 puis la tache de kérosène à 1 820 mètres. A 1 850 mètres, les premières traces de suie très denses sont relevées. Ces observations permettent d'établir que du carburant a fui en grande quantité avant que le feu ne se déclenche et se stabilise. A l'examen très fin de la séquence, le changement de bruit de fond semble être la conséquence de l'allumage et de la stabilisation de la flamme. Ceci est cohérent avec l'annonce du contrôleur qui signalera, à 14 h 43 min 13,4 s, de grandes flammes à l'arrière de l'appareil.

Quelques dixièmes de secondes après le changement de bruit de fond, le cap commence à diminuer au taux de 1°/s sans que l'on observe de variation significative de l'accélération longitudinale, ce qui confirme que l'avion n'a pas encore subi de perte de poussée significative. Ce changement de cap est vraisemblablement la conséquence d'une combinaison de l'éclatement du pneu et de la perturbation aérodynamique causée par la fuite et le feu.

A 14 h 43 min 11,9 s (temps FDR 97602,4), on entend un son inintelligible et dont il n'a pas été possible d'identifier l'origine. La CAS vaut alors 182 kt et la distance au seuil de piste est de 1 885 mètres. C'est à ce moment que le commandant de bord commence à

braquer à droite la gouverne de direction, braquage léger (d'abord 8° puis stabilisation à une valeur moyenne de 5°) en réaction au léger départ à gauche de l'appareil. La dernière valeur nominale du Nx, soit 0,268 g, est enregistrée au temps 97602,5.

Entre 14 h 43 min 12 s (97602,5) et 14 h 43 min 13 s (97603,5), les moteurs 1 et 2 subissent leur première perte de poussée. Cette perte de poussée est confirmée par l'enregistrement du Nx à sa valeur minimale 0,133 au temps 97603,5, alors que l'OPL s'écrie « Attention ! ». Les GO LIGHTS des moteurs 1 et 2 s'éteignent. On a vu que l'absence d'endommagement significatif conduit à expliquer la forte perte de poussée du moteur 2 par l'ingestion de gaz chauds alors que celle du moteur 1 peut s'expliquer aussi bien par l'ingestion de débris dus à la détérioration du pneumatique que par l'ingestion de gaz chauds.

Dans la même seconde (le paramètre CCLN montre que le manche est tiré au plus tard à 14 h 43 min 12,2 s), le commandant de bord commence à tirer de façon modérée sur le manche. La CAS est de 183 kt et la distance au seuil de 1 915 mètres. C'est dans cette zone que de nombreuses personnes aperçoivent un phénomène lumineux intense accompagné d'un fort bruit de pompage.

L'embardée à gauche constatée à 14 h 43 min 13,4 s, cette fois au taux de 2°/s, est la conséquence directe du mouvement de lacet provoqué par la forte perte de poussée des moteurs 1 et 2. La poussée constatée n'est plus que de 50 %, elle est essentiellement délivrée par les moteurs 3 et 4. Il n'y a pas encore d'alarme feu dans le poste de pilotage. La levée du train avant, qui intervient quelques dixièmes de secondes plus tard, alors que la CAS est de 187 kt et la distance de 2 045 mètres, est parfaitement cohérente avec l'action sur la profondeur. Elle pourrait être la conséquence de la prise en compte par l'équipage d'une situation anormale non identifiée. On peut noter que la cadence (1°/s) est plus faible que la normale, ce qui suggère que l'équipage est conscient du déficit de vitesse.

Au moment où se produit l'embardée à gauche, un nouveau braquage de la gouverne de direction est enregistré. Il atteint 20° à droite à 14 h 43 min 15,7 s, alors que l'embardée atteint la valeur maximale de 5° (cap = 264°), puis il décroît vers 10° et se stabilise. Les simulations décrites au paragraphe 1.16.13 ont permis d'expliquer le phénomène et pourquoi l'avion a continué de dévier de sa trajectoire. Dans le même temps, le moteur 1, en phase de ré-accélération, délivre environ 80 % de sa poussée nominale et on entend une interjection de l'OMN. La CAS est de 196 kt.

Ainsi, pendant les trois secondes au cours desquelles vont se succéder les événements qui conduisent à la catastrophe, l'équipage a perçu par de multiples canaux un ensemble d'anomalies : des bruits inhabituels, des sensations inertielles provenant du violent à-coup d'accélération latérale directement associé à la perte de poussée et de la chute brutale de l'accélération longitudinale, peut-être des odeurs et l'éclat lumineux généré par l'inflammation du kérosène qui fuyait.

Entre 14 h 43 min 16,1 s et 14 h 43 min 18,1 s, le voyant GO LIGHT du moteur 1 se rallume. Cela signifie que le débit de carburant et la P7 de ce moteur sont respectivement supérieurs à 20,5 t/h et 39,1 psi et qu'il approche de sa poussée nominale. Par contre, les paramètres du moteur 2 enregistrés après sa perte de poussée montrent qu'il délivre une poussée à peine supérieure à celle correspondant au régime ralenti, soit environ 3 % de

sa poussée nominale. A 14 h 43 min 20,4 s, l'OMN annonce la panne du moteur 2 conformément aux procédures en vigueur, la vitesse est de 203 kt, la distance de 2 745 m et l'assiette de + 9°. Dans la seconde suivante, la lecture des paramètres fait apparaître que le moteur 2 est en légère réaccélération et délivre une poussée d'environ 15 % de la poussée nominale. Les voyants GO LIGHTS des moteurs 1 puis 3 et 4 s'éteignent, en réaction normale au délestage de l'amortisseur du train principal gauche.

Entre 14 h 43 min 20,9 s et 14 h 43 min 21,9 s, le moteur 1 subit un deuxième pompage, causé par une ingestion de gaz chauds et/ou de kérosène favorisée par le changement d'incidence de l'avion. Il ne délivre plus qu'une poussée à peine supérieure à celle correspondant au régime ralenti. Quant au moteur 2, en cours de réaccélération, son entrée d'air auxiliaire commence à se rouvrir, ce qui provoque une nouvelle aspiration de gaz chauds et un nouveau pompage. L'avion se retrouve à nouveau avec une poussée délivrée essentiellement par les moteurs 3 et 4.

Dans le même temps, une balise du bord gauche de la piste est cassée par le passage de la roue n° 6. La déviation de trajectoire s'est poursuivie, l'avion se trouve à environ 22,5 m de l'axe de piste. Aucun composant de cette balise n'a été identifié parmi les débris retrouvés lors du démontage des moteurs 1 et 2.

A 14 h 43 min 21,3 s, on entend une manipulation de sélecteur, identifiée comme le passage d'un TCU, probablement celui du moteur n° 2, de MAIN à ALTERNATE. Cette procédure effectuée par l'OMN a pour but de récupérer, en permutant les calculateurs, un fonctionnement normal du moteur.

A 14 h 43 min 21,9 s (temps FDR 97612,4) le décollage de l'avion est effectif. La vitesse est de 205 kt, la distance du seuil de piste de 2 900 m et l'assiette de + 10°. Dans la seconde suivante, on entend la sonnerie alarme feu, suivie d'un gong, et le paramètre Engine Warning est enregistré. On entend sur la fréquence radio, vraisemblablement en provenance d'un équipage en attente, « (?) ça brûle bien hein ? » et quelques secondes plus tard « (?) ça brûle et je suis pas sûr que ça vienne du moteur ».

Le premier échantillonnage de paramètres du moteur 1 après le deuxième pompage montre qu'il délivre une poussée à peine supérieure à celle correspondant au régime de ralenti. Quant aux paramètres du moteur 2 enregistrés à partir de 14 h 43 min 24,7 s, ils confirment son pompage et montrent qu'il est également au régime de ralenti.

A 14 h 43 min 24,8 s, l'OMN annonce « coupe le moteur 2 ». Dans la même seconde, le commandant de bord appelle la procédure feu réacteur. Moins de deux secondes plus tard, on entend un bruit que l'analyse spectrale et l'examen des sélecteurs HP ont montré être dû à la manette de puissance amenée en butée ralenti. L'activation de la poignée coupe-feu du moteur 2, retrouvée tirée sur l'épave, intervient dans les secondes suivantes.

Un peu après 14 h 43 min 27 s, l'OPL appelle l'attention sur le badin. La vitesse est alors de 200 kt pour une V2 de 220 kt (la Vzrc trois moteurs et train sorti est de 205 kt). Dans la seconde suivante, on entend un bruit identifié comme étant la chute des palettes des compensateurs électriques de tangage. Ceci s'explique par le fait que l'avion ayant une incidence importante, le compensateur de tangage s'est retrouvé hors plage d'utilisation

normale pour contrer cette incidence. Un gong, identifié comme l'alarme consécutive à la chute des palettes, est également entendu. Par la suite, il n'y aura plus de mouvement du compensateur de tangage.

Le régime N2 du moteur 2 passe sous les 58 %, entraînant le passage automatique en mode CONTINGENCY des moteurs 1, 3 et 4. Le moteur 1, en phase de récupération du second pompage, ne fonctionnera dans ce mode que sept secondes plus tard. La poussée qu'il délivre alors est inférieure de 5 % à la valeur nominale avec réchauffe en mode CONTINGENCY. Ce déficit de poussée peut s'expliquer par les détériorations dues à l'ingestion initiale de fragments solides, car une ingestion de gaz chauds ou de kérosène à ce moment n'aurait pas conduit à la stabilité ultérieure des paramètres du moteur.

A 14 h 43 min 30 s, le commandant de bord demande la rentrée du train. La vitesse est toujours de 200 kt, la radiosonde indique 100 ft et le taux de montée instantané calculé est de 750 ft/min. Dans les secondes suivantes, le contrôleur confirme qu'il y a de fortes flammes derrière l'avion. Le moteur 1 délivre maintenant environ 75 % de sa poussée nominale et la réchauffe vient de se rallumer. L'OMN reprend « le train » à l'attention de l'OPL qui accusait réception de l'information donnée par le contrôleur. L'alarme sonore indiquant la détection de fumée dans les toilettes est enregistrée par le micro d'ambiance ; on a pu expliquer cette alarme par le fait que du mélange carburé ingéré par un des moteurs gauches a été prélevé pour le conditionnement d'air et diffusé dans la cabine et les toilettes avant, sans toutefois exclure qu'il s'agisse d'une fausse alarme. Le fait qu'elle ait été enregistrée par le micro d'ambiance montre aussi que la porte du poste de pilotage était ouverte lors du décollage, ce qui est une pratique habituelle sur Concorde.

A 14 h 43 min 35,5 s, l'OMN répète « le train ».

Dans la seconde suivante, on entend un gong correspondant très probablement à l'alarme consécutive à la baisse de la pression d'huile due à la coupure du moteur 2. Le paramètre Engine Warning apparaît de nouveau sur le FDR.

A 14 h 43 min 37,7 s, l'OMN répète « le train » et l'OPL répond « non ». Le voyant rouge WHEEL situé au-dessus de la commande de rentrée du train d'atterrissage s'est en effet vraisemblablement allumé à la suite de la détection de sous-gonflage provoquée par la détérioration du pneu n° 2 et la procédure demande dans ce cas de ne pas rentrer le train d'atterrissage, sauf si la sécurité l'exige.

A 14 h 43 min 39 s, le commandant de bord ordonne « train rentre » pendant que l'OPL accuse réception d'un message du contrôle. Trois secondes plus tard, l'alarme feu du moteur 2 se réactive avec son gong associé. Elle s'interrompra durant quelques secondes après que l'OMN percute les bouteilles d'extinction (les deux extincteurs situés dans l'aile gauche ont été retrouvés percutés sur l'épave).

A 14 h 43 min 45,6 s, l'OPL répond probablement « j'essaye » à l'ordre donné par le commandant de bord, ce qui s'interprète comme une tentative de rentrée du train d'atterrissage. C'est dans le même temps que l'OMN indique « je percute ». Le paramètre

System surveillant l'intégrité du système de détection de sous-gonflage s'active, ce qui indique que ce système était opérationnel jusqu'à cet instant. Dans la seconde suivante, le commandant de bord demande « (est-ce que) tu coupes le réacteur deux là » et l'OMN répond « j'ai coupé ».

A 14 h 43 min 49,9 s l'OPL annonce de nouveau « le badin ». Cette mise en garde, répétée environ une dizaine de secondes plus tard, s'explique par le fait que la vitesse reste aux environs de 200 kt, inférieure à la vitesse de montée initiale avec moteur en panne de 220 kt.

Entre 14 h 43 min 49,5 s et 14 h 43 min 54,5 s (temps FDR 97640 et 97645), on commence à noter les premières différences entre l'attitude de l'avion et celle qui devrait résulter des actions effectuées sur les commandes de vol (petites interactions gauchissement/tangage et profondeur/inclinaison). Ces différences paraissent s'expliquer par les conséquences du feu sur la voilure gauche, notamment au niveau de l'élevon interne. L'incidence est alors de 13°.

A 14 h 43 min 56,7 s (temps FDR 97647,2), alors que la CAS est de 211 kt, l'OPL constate et annonce que « le train ne rentre pas ». Cette annonce confirme l'interprétation du « j'essaye ». L'analyse de panne a montré que cette non-rentrée du train d'atterrissage est due à la non-ouverture ou à la non-détection de pleine ouverture de la trappe du train atterrissage principal gauche (§ 1.16.10).

Cela fait trente-cinq secondes que la flamme est établie. On observe une perturbation du Nx qui pourrait résulter d'un pompage important et bref du moteur 1, non visible car ses paramètres ne sont pas enregistrés à cet instant.

A 14 h 43 min 58,6 s, l'alarme feu du moteur 2 reprend. Elle retentira jusqu'à la fin du vol.

Dans la seconde suivante, l'alarme GPWS « Whoop Whoop Pull Up » est entendue à trois reprises, avec les paramètres suivants :

- nez à 5°,
- hauteur radiosonde de 165 pieds,
- taux de descente d'environ 160 ft/min.

Entre 14 h 43 min 59,5 s et 14 h 44 min 11,5 s (temps FDR 97650 et 97662), on note une première perturbation sur les paramètres FF et EGT du moteur 1. Une deuxième perturbation sera enregistrée huit secondes plus tard, la CAS étant de 207 kt. A 14 h 44 min 01 s, la gouverne de direction passe en mode mécanique, ce qui entraîne la perte de la fonction d'auto stabilisation de lacet.

A 14 h 44 min 11,5 s, les paramètres du moteur 1 montrent une décélération franche, conséquence d'un pompage sévère. Il ne reste plus que les moteurs 3 et 4 en fonctionnement.

2.1.4 La perte de contrôle de l'avion

L'incidence va évoluer en douze secondes de 12° vers une valeur supérieure à 25°, l'inclinaison à gauche va passer de 2° à 113° (valeur enregistrée quatre secondes avant la fin de l'enregistrement) et le cap magnétique va diminuer de 270° à 115°. L'analyse spectrale a montré que les bruits de sélecteur qui sont alors entendus peuvent être attribués à la mise en butée ralenti de manettes de puissance. Cette réduction de la poussée des moteurs 3 et 4 visait probablement à diminuer la forte inclinaison à gauche provoquée par l'importante dissymétrie de poussée et par la destruction d'éléments essentiels de gouvernes par le feu. La diminution de poussée de ces deux moteurs a été accentuée par un pompage dû à la distorsion de la veine d'air causée par l'incidence et le dérapage atteints à cet instant.

Dans ces conditions extrêmes, la combinaison de la dissymétrie latérale et du déséquilibre important poussée/traînée, non compensables par une mise en descente, conduit à la perte de contrôle. Cette perte de contrôle a été probablement accélérée par les dégâts structuraux causés par l'incendie.

En tout état de cause, même avec le fonctionnement des quatre moteurs, les dégâts importants causés par l'intensité du feu à la structure de l'aile et à certaines commandes de vol auraient rapidement conduit à la perte de l'avion.

2.2 Actions de l'équipage

Lors des trente-huit premières secondes du décollage, l'équipage est dans une situation parfaitement normale. Le passage des vitesses 100 kt et V1 est annoncé sans aucun indice de problème. Dans la trente-neuvième seconde, un bruit inhabituel apparaît, puis, trois secondes plus tard, l'équipage perçoit des accélérations longitudinales et latérales extrêmement brutales dues à la brusque perte de poussée des moteurs 1 et 2. Dans la même seconde, la trajectoire s'infléchit vers le bord gauche de la piste. Quarante et une secondes après le top décollage et à la vitesse de 183 kt, soit environ 15 kt avant la vitesse de rotation prévue, le commandant de bord débute une rotation lente et agit sur le palonnier droit. Il incline en même temps le volant légèrement vers la droite. Une seconde plus tard, l'OPL dit « Attention ! », sans action apparente sur les commandes de vol.

Lors du briefing décollage, l'équipage avait pré-activé ses schémas mentaux pour un décollage normal et pour faire face éventuellement à une panne moteur. Ceci fait appel à toutes les connaissances acquises lors des entraînements ou des vols simulés. Il était donc particulièrement conscient de l'importance vitale de la vitesse sur Concorde, notamment de la Vzrc. En revanche, il n'était pas préparé à une double panne moteur durant le roulement au décollage, hautement improbable et qui n'est pas prise en compte dans la certification de l'avion ni n'est, par conséquent, abordée lors de la qualification et de l'entraînement des équipages. De ce fait, il n'avait pas de référence pour l'identifier et pas de solution préétablie pour y faire face, en dehors du traitement de

la panne sur un moteur. L'OMN, qui dans cette phase de vol se consacre essentiellement à la surveillance des paramètres moteurs en vision centrale, a sûrement constaté la perte de poussée des moteurs 1 et 2. C'est probablement ce constat qui l'a amené à dire «stop ». Puis, constatant que le moteur 1 était en phase de nette reprise, il a annoncé la panne par une communication verbale hésitante « panne mot…, panne moteur 2 », ce qui est révélateur de son trouble.

Remarque : la simulation décrite au paragraphe 1.16.13.4 a montré qu'une interruption du décollage aurait conduit à une sortie de piste à grande vitesse. Dans ces conditions, les trains d'atterrissage se seraient effacés et avec l'incendie qui faisait rage sous l'aile gauche, l'avion se serait immédiatement embrasé.

La double panne se produit après V1, à quelques secondes de la vitesse de rotation. La tenue d'axe devient difficile et les débattements de commandes nécessaires pour la conserver sont plus importants que ceux habituellement utilisés lors des entraînements à la panne moteur. Le bruit de fond est aussi totalement modifié. Les accélérations longitudinales et latérales subies en cockpit sont tout à fait inusuelles et l'ensemble des perceptions sensorielles en poste à ce moment sont similaires à celles d'une sortie latérale de piste. Par ailleurs, l'étude a montré que les accélérations latérales en poste étaient ressenties plus tôt par l'équipage que les accélérations enregistrées au centre de gravité de l'avion et qui modifient sa trajectoire. Il en résulte une anticipation des actions correctrices sur les commandes. Les essais effectués sur un simulateur de vol, bien que ne reproduisant pas les accélérations décrites plus haut, ont montré qu'en cas de double panne moteur au décollage, la sensation visuelle en poste était proche de celle d'une sortie latérale de piste imminente.

L'accumulation instantanée de toutes ces entrées sensorielles a placé l'équipage dans une situation totalement inconnue, avec une dynamique très forte, sans solution préétablie pour y faire face dans une phase où, ayant passé V1, il était mentalement prêt pour la rotation. Dans cet environnement exceptionnel et inconnu, la décision de décoller au plus tôt paraît alors s'être imposée. La cadence de la rotation semble également confirmer que le pilote était conscient de débuter la rotation à une vitesse inférieure à VR.

La coupure du moteur 2 avant quatre cents pieds découle d'une logique d'analyse du commandant de bord et de l'officier mécanicien navigant. En effet, moins de trois secondes après que la panne du moteur 2 a été annoncée par l'OMN et que le contrôleur a informé l'équipage de la présence de flammes à l'arrière de l'appareil, l'alarme feu moteur (alarme rouge) et le gong associé retentissent. L'environnement exceptionnel décrit plus haut amène tout naturellement l'OMN à demander la coupure du moteur. Ceci est immédiatement confirmé par l'appel de la procédure feu réacteur par le commandant de bord. En effet, ce moteur est pratiquement au régime ralenti depuis plusieurs secondes et l'alarme feu est active. Le moteur sera ainsi coupé selon la procédure « feu réacteur » après avoir fonctionné douze secondes à faible régime. Il est important de rappeler que le manuel de vol du Concorde demande une réaction immédiate de l'équipage en cas d'alarme rouge.

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. Chaque fois que la situation le lui a permis, il a appliqué, de manière professionnelle, les procédures établies.

2.3 Séquence conduisant à l'inflammation de la fuite de kérosène

2.3.1 La destruction du pneumatique n° 2

Des recherches théoriques et différents essais ont été conduits pour comprendre le processus de destruction du pneumatique du F-BTSC. Ces travaux ont tous mis en évidence la grande similitude des endommagements, avec des coupures franches, lorsque le pneumatique passe à différentes vitesses sur un objet similaire à la lamelle. Les pneus ont été systématiquement coupés sur toute leur épaisseur et ont été détruits en libérant des morceaux de tailles et de masses importantes. En particulier, l'essai réalisé au CEAT à une vitesse similaire à celle qu'avait le Concorde lorsqu'il a roulé sur la lamelle (environ 75 m/s) a montré que les morceaux libérés étaient comparables à ceux retrouvés sur la piste.

Bien que les travaux entrepris n'aient pas traité du cas d'objets moins tranchants qu'une lamelle métallique, l'expérience en service sur les pneumatiques équipant les avions de transport a montré l'importance des détériorations que peuvent provoquer ces objets et les conséquences des éventuels éclatements. Sur Concorde, dix-neuf des cinquante-sept cas connus d'éclatement/dégonflage de pneus ont été provoqués par des objets étrangers. Tout ceci montre bien qu'en plus d'une surveillance accrue des pistes et voies de circulation, il devient nécessaire d'améliorer la résistance des pneumatiques aux endommagements. Il convient de remarquer que la certification n'impose aucun essai dynamique de destruction des pneumatiques, ce qui conduit à n'avoir aucune indication sur les modes d'éclatement, la masse ou la taille des débris. Pourtant, à partir de ces éléments, on pourrait évaluer les énergies mises en jeu et en déduire les conséquences éventuelles sur la structure de l'avion.

2.3.2 La destruction du panneau d'intrados du réservoir 5

La rupture du réservoir 5 a été causée par un mécanisme qui n'avait jamais été rencontré sur les avions civils avant l'accident et dont il est difficile de déterminer avec certitude le processus détaillé. De plus, les rares indications livrées par l'épave, la plus grande partie du réservoir ayant fondu, laissent place à des incertitudes, notamment sur l'emplacement et le nombre des impacts et des perforations.

Cependant les travaux ont permis de déterminer le scénario général de la rupture qui combine la déformation de l'intrados du réservoir sous le choc du gros morceau de pneumatique et l'effet de convection lié au déplacement de carburant engendré par cette déformation. Des études théoriques, fondées sur la modélisation de l'ensemble de la structure et du carburant du réservoir 5 ont été conduites, accompagnées d'essais de tir sur caissons. Bien que les essais n'aient pas permis de reproduire la séquence de rupture du réservoir 5, ils ont largement contribué à valider les calculs. Il faut noter qu'il n'a pas été possible pour ces essais de fabriquer un caisson totalement représentatif du réservoir 5 par manque du matériau de base AU2GN, qui n'est plus fabriqué, et que les moyens d'essais ne permettent pas de réaliser un tir avec l'énergie nécessaire à la rupture.

Les travaux sur les conséquences d'une perforation des réservoirs par un petit projectile ayant une vitesse compatible avec les conditions de l'accident, c'est-à-dire relativement faible (120 m/s), ont montré la possibilité d'un coup de bélier hydrodynamique susceptible de provoquer un endommagement dans les zones de raccordement des nervures au revêtement de l'intrados.

Compte tenu des limitations des travaux réalisés pendant l'enquête, que ce soit pour la convection du carburant ou pour le coup de bélier hydrodynamique, il conviendrait d'approfondir les études existantes pour avoir une meilleure connaissance de ces phénomènes et en utiliser les résultats pour les aéronefs en service ou futurs. Ainsi, l'enquête n'a pas permis d'exclure que la rupture du panneau de réservoir soit due à des phénomènes cumulés tels que la combinaison de plusieurs impacts de morceaux de pneu ou encore les effets conjugués de ces impacts et de la pénétration de petits objets lourds et rapides.

D'autre part, les quantités importantes de carburant manquant dans les réservoirs 6 et 2 n'ont pu être expliquées. Ces pertes de carburant sont probablement la conséquence du feu qui a suivi l'éclatement du réservoir 5. En effet, il n'a pas été trouvé sur la piste de morceaux en provenance de ces réservoirs et l'importance des pertes de carburant, en particulier pour le réservoir 6, ne peut être attribuée à de simples perforations éventuelles. Elles pourraient trouver leur origine soit dans l'explosion de la baie sèche qui a pu fissurer les parois du réservoir 6, soit dans l'intensité du feu qui a pu aussi bien détériorer en vol l'intrados du réservoir 2 que celui du 6.

2.3.3 Le feu

Trois processus possibles ont été identifiés et étudiés. Cependant, au regard de la chronologie des événements, seules les hypothèses d'inflammation par un arc électrique ou par les parties chaudes du moteur et/ou la réchauffe ont été retenues pour l'accident du F-BTSC, avec des arguments en faveur mais aussi à l'encontre de chacune de ces deux hypothèses.

L'allumage par un arc électrique produit dans la zone du train principal par l'endommagement d'un faisceau électrique où circule du 115 volts est facile à comprendre. Les essais ont confirmé que l'allumage du kérosène vaporisé dans le voisinage du puits de train était possible avec une étincelle électrique de trois joules et que la flamme s'accrochait et se stabilisait alors directement dans les zones de recirculation, au contact de la paroi du réservoir 5. Cependant, cette hypothèse implique l'endommagement de câbles électriques en partie protégés par le train dans le cas d'un éclatement d'un pneumatique avant du boggie et qui, de plus, avaient été renforcés après l'événement de Washington.

L'allumage par les parties chaudes du moteur et/ou la réchauffe a été expliqué. Néanmoins les tests réalisés n'ont pas permis de reproduire la remontée de flamme et donc l'accrochage dans le sillage du train. La non-représentativité complète du banc disponible peut expliquer l'absence de ce phénomène extrêmement complexe du fait qu'il se produit dans des zones de recirculation d'air. Il est difficilement reproductible sur un banc d'essai car il demanderait une réplique de l'aile, du fuselage, des moteurs et du train d'atterrissage dans leurs moindres détails. Ce phénomène existe pourtant et a déjà été rencontré pour un débit de fuite équivalent et avec une vitesse d'écoulement d'air supérieure.

Sur ce point également, il conviendrait de poursuivre les travaux conduits dans le cadre de l'accident du Concorde sur le feu afin de mieux appréhender les conditions extrêmement complexes de l'inflammation du kérosène avec remontée de flamme qui ont suscité bien des controverses entre spécialistes.

2.4 Surveillance des pistes

L'étude des dispositions mises en œuvre sur quelques grands aérodromes montre que, comme à Paris Charles de Gaulle, la lutte contre les débris se décline généralement en deux volets :

- des inspections de l'aire de mouvement,
- une politique de sensibilisation des usagers, parfois accompagnée de la mise en place d'une instance de coordination.

Il existe souvent un manuel où sont décrites différentes mesures pour la prévention des risques liés aux débris.

L'accident a mis en lumière l'importance que peut avoir l'état des pistes. Or, de fait, les normes et recommandations de l'OACI tiennent lieu de réglementation en France et la surveillance des pistes est laissée à l'initiative de chaque aérodrome. On constate de plus, en ce qui concerne Paris Charles de Gaulle, que la moyenne quotidienne se limitait à deux inspections alors qu'une note de service en prévoyait trois, ce qui montre bien que ces inspections ne sont pas une priorité devant les contraintes d'exploitation.

La façon dont sont traitées les découvertes de débris n'est pas non plus satisfaisante. Ainsi, à ADP, les découvertes sur l'aire de manœuvre font simplement l'objet d'un report sur un cahier de marche et parfois d'une information de l'exploitant et du BEA. Il n'y a pas de recherche systématique pour en déterminer la provenance et les tableaux d'indicateurs qui servent de base au suivi de la sécurité ne contiennent pas de données sur ce point. Quant à l'aire de trafic, il n'y a pas de suivi, quantitatif ou qualitatif, de la présence des débris mais il existe une instance de concertation avec les usagers de la plate-forme, accompagnée d'actions de sensibilisation et de formation.

Il est clair que l'amélioration de la prévention des risques liés à la présence de corps étrangers sur l'aire de mouvement, et en particulier sur les pistes, passe d'abord par la mise en place de dispositions réglementaires appropriées au plan national et par un suivi systématique. Cette démarche est maintenant lancée en France.

L'élaboration d'un manuel pratique, d'une politique de sensibilisation de tous les acteurs aéroportuaires, ainsi que le développement des échanges d'information et de la coopération aux niveaux national et international seraient également de nature à faire progresser la sécurité dans ce domaine.

L'enquête a cependant montré les limites des moyens actuels dans ce domaine. La lamelle métallique qui a provoqué la destruction du pneumatique avait été perdue par un avion qui avait décollé cinq minutes avant le Concorde. Il semble inconcevable, au regard du trafic actuel sur les grands aérodromes, de fonder une politique de lutte contre les débris sur les seules inspections. Augmenter significativement leur fréquence pourrait bien sûr améliorer la détection de corps étrangers, mais cela resterait limité à des aérodromes à faible trafic et paraît irréalisable sur des aérodromes comme Paris Charles de Gaulle. Pour ces derniers, où les cadences de décollage et d'atterrissage sont telles qu'il y a pratiquement un avion en permanence sur la piste, donc un risque accru de présence de pièces perdues, seule une détection automatisée permanente permettrait d'assurer une surveillance satisfaisante. La mise en place de moyens à cet effet permettrait en outre de disposer de précieuses informations dans le cas d'accidents survenus pendant les phases d'atterrissage et de décollage.

2.5 Exploitation du Concorde à Air France

L'organisation des entités chargées respectivement de la maintenance et des opérations en vol est différente à Air France.

2.5.1 Fonctionnement de la division de vol Concorde

La petite taille de la division de vol Concorde et la spécificité de son activité conduisent à un fonctionnement différent des autres divisions. Les critères de sélection pour accéder à la qualification de type Concorde, en particulier l'expérience des pilotes, ainsi que la réputation de l'avion, confèrent aux équipages un prestige particulier au sein et à l'extérieur de la compagnie. Ceci peut expliquer par exemple pourquoi personne ne semble s'étonner qu'ils reprennent, ce qui est bien sûr leur droit, et terminent la préparation d'un vol délicat alors que les agents normalement chargés de cette fonction n'y arrivent pas.

L'emport au titre du forfait roulage d'une quantité de carburant nettement supérieure à la quantité estimée nécessaire pour le temps de roulage effectif et l'attente au sol prévue ne paraît pas être une pratique satisfaisante. Or, il semble que ce soit assez courant sur les vols critiques du point de vue carburant. Cet excédent de carburant n'a pas suscité de commentaire du commandant de bord, à part sa remarque qu'ils allaient décoller aux limites structurales de l'avion. De même, l'annonce par le contrôleur d'un vent de secteur arrière n'a pas amené le moindre commentaire de l'équipage, ce qui est, on l'a vu, surprenant.

Enfin, même en observant qu'il ne s'agit que d'une question d'état transitoire de la réglementation, la programmation d'un membre de l'équipage de conduite dont la licence ne satisfaisait plus depuis neuf jours à l'exigence réglementaire de contrôle médical est également surprenante.

L'ensemble des faits relevés met en évidence la ferme volonté de réaliser le vol. Il semble que ces écarts, bien qu'ils n'aient en rien contribué à l'accident, soient le reflet du fonctionnement particulier de la division de vol Concorde et relèvent davantage d'une culture de groupe, volontariste et tournée vers l'exécution de la mission, que du comportement individuel et ponctuel d'un équipage.

2.5.2 Fonctionnement de la maintenance

L'entretien de Concorde relève d'un département commun A310/Concorde dont le fonctionnement est comparable à celui des autres départements de la structure Air France Maintenance. Les techniciens y possèdent une double qualification qui leur permet de travailler sur les deux types d'aéronefs. Or cette structure a commis une erreur grave en oubliant l'entretoise du boggie. Le fait que cet oubli n'a pas contribué à l'accident n'enlève rien à la gravité de la chose.

L'opération était exceptionnelle. Il n'y avait pas de carte de travail, ce qui imposait l'utilisation directe de l'AMM. Ceci ne facilitait pas le travail des mécaniciens. De plus, ceux-ci n'ont pas trouvé les extracteurs disponibles en magasin parce que la référence Air France était différente de celle de l'AMM et ils ont conclu, en l'absence d'expérience antérieure, que le changement du boggie pouvait se réaliser sans outillage spécifique. Pourtant ce changement d'un boggie sur Concorde était une première au sein de la

compagnie et aurait dû les amener à un suivi encore plus rigoureux des procédures et à une référence scrupuleuse à la documentation. Le respect de la procédure de remontage, en particulier, aurait permis d'identifier l'erreur commise au démontage. La maintenance en aviation est un élément critique pour la sécurité et il est indispensable en cas de doute de procéder à toutes les vérifications nécessaires, quelle que soit l'urgence de l'intervention.

La constatation à l'occasion d'un événement exceptionnel d'un dysfonctionnement grave mais sans lien de causalité avec l'événement auquel il est associé peut faire craindre que ce type de dysfonctionnement ne soit pas, lui, exceptionnel. Il paraît donc nécessaire de s'assurer que l'improvisation et le manque de méthode qui ont caractérisé cette intervention ne reflètent pas une faiblesse générale de l'organisation de l'entretien de la flotte Concorde.

2.6 La maintenance chez Continental Airlines

La perte de la bande d'usure de capot d'inverseur du DC10 de Continental Airlines a comme origine une maintenance non rigoureuse, associée à des indications de montage du constructeur peu précises. En effet, sur une période d'à peine plus d'un mois, la pièce avait été remplacée lors de la check C, s'était détachée et tordue et avait été à nouveau remplacée, cette fois par une pièce non conforme aux spécifications du constructeur, celle perdue le 25 juillet. Bien sûr, il ne s'agit pas d'une pièce critique du point de vue de la navigabilité mais la vraie sécurité implique le strict respect des procédures, sans interprétation personnelle.

Les constatations faites sur la lamelle et sur l'avion mettent en évidence un suivi insuffisant des procédures de maintenance par les différents ateliers qui sont intervenus sur le capot. Ainsi, le support du capot moteur était percé de trente-sept trous alors que l'installation d'une lamelle n'en requiert que douze ; ainsi également, une pièce en titane, et non en acier inoxydable, avait été utilisée à Houston, de même qu'un mastic qui n'est pas normalement utilisé dans cette opération ; enfin, la bande d'usure inférieure droite était trop longue par rapport à la spécification, ce qui peut aider à comprendre les arrachements successifs de la bande située en vis-à-vis.

Il est d'ailleurs surprenant que personne n'ait constaté l'état de cette bande d'usure inférieure droite ni celui du capot fan gauche, ne serait-ce qu'à l'occasion du remplacement à Houston de la bande d'usure inférieure gauche. Il est également surprenant que ce remplacement ne se soit accompagné d'aucune tentative pour comprendre pourquoi une pièce remplacée quelques jours avant était autant abîmée, ni d'aucune vérification ultérieure de l'état de la nouvelle pièce.

2.7 Le suivi de navigabilité

L'enquête a montré la complexité de l'accident du 25 juillet 2000. Cet accident n'était pas prévisible, même au travers de l'analyse approfondie de tous les événements en service. Il n'en demeure pas moins que les défaillances de plusieurs systèmes et équipements du Concorde, tels les pneumatiques, les installations motrices, les toboggans ou l'hydraulique, sont relativement plus fréquentes que sur les autres avions actuellement en service. La complexité du Concorde ainsi que sa date de conception peuvent expliquer cette différence importante.

Il est évident que le petit nombre des Concorde en service ne facilitait pas le traitement des problèmes rencontrés en cours d'exploitation, comme le montrent les nombreux points qui restaient ouverts dans les ARM. L'absence d'événements graves - hormis celui de 1979, au décollage de Washington, qui avait conduit à des mesures rapides et efficaces - explique également la lenteur des évolutions de l'avion. Tout ceci avait conduit à un suivi de navigabilité qui pourrait être considéré comme moins réactif que sur des avions d'autres types.

Il apparaît souhaitable que la poursuite de l'exploitation du Concorde s'accompagne d'un renforcement des moyens d'analyse des événements en exploitation et de la mise en œuvre des éventuelles actions correctrices.

2.8 Enregistreurs de bord

L'insuffisance de certaines informations sur le vol a compliqué et ralenti les travaux d'enquête et parfois limité la compréhension fine de ce qui s'était passé.

Des difficultés ont été ainsi rencontrées pour reconstituer le fonctionnement des moteurs, difficultés essentiellement dues à l'échantillonnage des paramètres. En effet, un enregistrement des paramètres toutes les quatre secondes seulement pour chaque moteur est très insuffisant pour identifier des phénomènes, tel que le pompage, qui ne peuvent être décelés qu'à partir de fluctuations de très courte durée, parfois inférieures à la seconde, de certains paramètres. Ceci a conduit à des extrapolations longues et complexes des paramètres disponibles. Il ne serait pas réaliste d'espérer qu'autant de temps et d'efforts soient consacrés à l'examen de tous les incidents qui pourraient encore survenir. Contrairement aux Concorde d'Air France, les avions de British Airways sont équipés de systèmes d'enregistrements permettant au moins chaque seconde l'enregistrement des paramètres des quatre moteurs.

L'étude des réactions de l'équipage face à une situation d'une extrême gravité a été limitée aux données fournies par le CVR et le DFDR. L'activité dans le poste de pilotage a pu être déduite en partie de l'expérience d'autres équipages et de l'analyse des bruits enregistrés. Cependant, il n'a pas été possible de tout reconstituer, alors qu'un enregistrement vidéo du tableau de bord et des gestes de l'équipage aurait peut-être permis de mieux comprendre certaines réactions, comme la rotation anticipée. De tels enregistrements sont techniquement possibles et font l'objet d'un examen dans le cadre de l'OACI, mais les délais prévisibles pour une mise en œuvre effective sont tels qu'il importe de ne plus attendre pour lancer le processus de décision.

Des indices révélateurs d'une situation anormale (bruits, pompages des moteurs, accélération latérale voire chaleur inhabituelle à l'arrière) ont vraisemblablement été perçus par le PNC. Mais les communications en cabine ne sont actuellement enregistrées sur aucun aéronef, alors qu'elles permettraient parfois d'avoir connaissance de certaines situations. De plus, l'équipage de conduite avait coupé la réception en poste du Public Address, en supprimant de ce fait l'enregistrement au travers de la boîte d'écoute.

2.9 Risques liés à la présence de l'amiante

Toutes les personnes impliquées dans l'enquête ont d'abord œuvré dans les débris de l'avion, équipées de protections standards. Ce n'est qu'au bout de quelques jours que le BEA a été informé de la présence d'amiante dans certaines parties de l'avion. Cette information a conduit à l'arrêt des travaux sur le site jusqu'à la mise en place de moyens appropriés pour la protection des personnels. Cependant, le fait d'avoir travaillé plusieurs jours dans une atmosphère polluée va imposer pendant longtemps le suivi médical régulier de nombreuses personnes.

Ce problème n'est pas nouveau. En septembre 1999, lors de la réunion à l'échelon division « Enquêtes et Prévention des Accidents » (AIG 99), il avait été demandé que l'OACI rassemble et diffuse des renseignements sur les dangers des sites d'accident et détermine la formation à donner sur ce point aux enquêteurs. En attendant, il paraît indispensable de répertorier au plus tôt les matières qui entrent dans la composition des avions et qui sont potentiellement dangereuses en cas d'accident et de mettre cette information à la disposition des personnes appelées à intervenir sur les épaves.

3 - CONCLUSION

3.1 Faits établis

- L'avion possédait un certificat de navigabilité valide.

- Le commandant de bord et l'officier mécanicien navigant étaient titulaires des titres nécessaires à l'exécution du vol. Au regard d'une clause du règlement FCL1 sur la durée de validité du certificat médical, ultérieurement modifiée, la licence de l'officier pilote de ligne n'était plus en état de validité depuis le 18 juillet.

- L'entretoise du boggie gauche n'avait pas été remontée lors du remplacement de ce boggie les 17 et 18 juillet 2000. Cet oubli n'a pas contribué à l'accident.

- L'avion n'avait pas de tolérance technique au départ du point de stationnement. La chaîne électrique de commande de la direction était passée à Vert lors du roulage ; entreprendre le décollage dans ces conditions était conforme à la liste minimale d'équipement.

- La reconstitution des calculs de préparation du vol a montré que la masse estimée de l'avion au départ était conforme aux limitations opérationnelles.

- Compte tenu du carburant non consommé au roulage, la masse au décollage de l'avion dépassait en fait la masse maximale d'environ une tonne. Cet excédent de masse était négligeable sur les performances au décollage.

- Lors du décollage, après V1, le pneumatique de la roue n° 2 a été entaillé par une lamelle métallique présente sur la piste.

- La lamelle métallique provenait du capot de l'inverseur de poussée du moteur 3 d'un DC 10 qui avait décollé cinq minutes avant le Concorde.

- Cette lamelle avait été remplacée à Tel-Aviv en juin 2000 lors de la check C de l'avion, puis de nouveau, à Houston, le 9 juillet.

- La lamelle montée à Houston n'avait pas été réalisée ni installée conformément aux procédures définies par le constructeur.

- Un morceau du pneumatique de la roue n° 2 pesant 4,5 kg a été retrouvé sur la piste, près de la lamelle métallique. D'autres morceaux de ce pneumatique et quelques éléments légers de l'avion ont également été retrouvés.

- Des traces du roulage du pneumatique abîmé de la roue n° 2 apparaissaient ensuite.

- Un important morceau de l'intrados du réservoir 5 a été retrouvé sur la piste. Il ne présentait pas de trace de choc et s'était arraché de l'intérieur vers l'extérieur.

- Un autre morceau de l'intrados du réservoir 5 a été retrouvé sur le site de l'accident. Il présentait une perforation de dix millimètres de large et quarante millimètres de long.

- Les recherches ont montré qu'un projectile perforant le réservoir pouvait générer un coup de bélier hydrodynamique mais que celui-ci ne pouvait pas avoir provoqué à lui seul l'arrachement du morceau de réservoir retrouvé sur la piste.

- Une importante trace de kérosène se trouvait sur la piste, tout de suite après le morceau de réservoir.

- Le carburant qui fuyait s'est enflammé ; une flamme et une fumée importante sont apparues à l'arrière et à gauche de l'avion.

- Une dizaine de mètres après la trace de kérosène non brûlé, des traces de suie sur la piste puis des traces d'herbe calcinée sur la bordure gauche de la piste ont été relevées sur une distance de 1 300 mètres.

- Après le passage de l'avion sur la lamelle métallique, la rupture du réservoir 5 et l'inflammation de la fuite, les moteurs 1 et 2 ont subi simultanément un pompage conduisant à une légère perte de poussée sur le moteur 1 et à une forte perte de poussée sur le 2.

- Le pompage du moteur 1 est vraisemblablement dû à une ingestion de gaz chauds ou de débris solides, probablement de morceaux de pneumatique, celui du moteur 2 à l'ingestion de gaz chauds dus à l'incendie.

- L'équipage a débuté la rotation de l'avion au même moment, à la vitesse de 183 kt, quinze nœuds avant VR.

- Les traces sur la piste montrent une divergence de la trajectoire de l'avion vers la gauche par rapport à l'axe de piste.

- L'équipage a été avisé par le contrôle qu'il y avait de fortes flammes derrière l'avion.

- Le moteur 1 a retrouvé une poussée presque nominale avant de subir, au moment du décollage, un deuxième pompage conduisant à une forte baisse de poussée ; le moteur 2, en légère phase de récupération, a également pompé pour la seconde fois à ce moment.

- Le deuxième pompage du moteur 1 a été causé par une ingestion de gaz chauds et/ou de kérosène, celui du moteur 2 par une ingestion de gaz chauds à travers l'entrée d'air auxiliaire qui commençait à se réouvrir.

- L'alarme feu du moteur 2 s'est activée.

- L'officier mécanicien navigant a annoncé « coupe le moteur deux » et le commandant de bord a appelé la procédure feu réacteur.

- La manette de puissance du moteur 2 a alors été mise sur ralenti, la poignée coupe-feu a ensuite été actionnée par l'officier mécanicien navigant.

- A cause de l'ouverture incomplète de la trappe gauche de train ou de l'absence de détection de l'ouverture de ces trappes, l'équipage n'a pas pu rentrer le train d'atterrissage.

- A cause du déficit de poussée et de l'impossibilité de rentrer le train, l'avion s'est retrouvé dans une configuration de vol qui ne lui permettait ni de monter ni de prendre de la vitesse.

- A la suite d'un troisième pompage dû à des ingestions de morceaux de structure, de gaz chauds et/ou de kérosène, le moteur 1 a subi une perte de poussée définitive.

- L'avion a alors pris une incidence et un roulis très prononcés.

- La perte de poussée des moteurs 3 et 4 a été provoquée par la combinaison de la mise volontaire des moteurs au ralenti et par un pompage dû à une distorsion de la veine d'air. Ceci a permis de réduire l'inclinaison de l'avion.

- L'avion s'est écrasé pratiquement à plat, détruisant un bâtiment d'habitation, et a immédiatement été la proie d'un violent incendie.

- De nombreuses pièces retrouvées tout au long de la trajectoire montrent que des dégâts importants à la structure de l'avion ont été causés en vol par le feu.

- Même avec des moteurs fonctionnant normalement, les dégâts importants causés par le feu auraient conduit rapidement à la perte de l'avion.

3.2 Causes probables

L'accident est dû aux causes suivantes :

- Passage à grande vitesse d'un pneumatique sur une pièce perdue par un avion qui avait décollé cinq minutes plus tôt et destruction de ce pneumatique.

- Arrachement d'un important morceau de réservoir selon un processus complexe de transmission de l'énergie produite par l'impact d'un morceau de pneumatique en un autre point du réservoir, cette transmission associant la déformation de la paroi du réservoir et le déplacement du carburant, avec peut-être l'effet contributif d'autres chocs moins importants et/ou d'un coup de bélier hydrodynamique.

- Inflammation du carburant qui fuyait par un arc électrique dans le puits de train ou au contact des parties chaudes du moteur avec remontée de la flamme, provoquant un feu très important sous l'aile de l'avion et d'importantes pertes de poussée des moteurs 2 puis 1.

Par ailleurs, l'impossibilité de rentrer le train a probablement contribué à l'accrochage et à la stabilisation de la flamme durant tout le vol.

4 - RECOMMANDATIONS DE SECURITE

4.1 Recommandation initiale

Sur la base des premières constatations de l'enquête, le BEA et l'AAIB ont émis le 16 août 2000 la recommandation de sécurité suivante relative à l'aéronef.

« L'enquête technique sur l'accident du Concorde F-BTSC exploité par Air France survenu à Gonesse le 25 juillet 2000, conduite par le BEA avec la participation de représentants de l'AAIB, a permis à ce stade d'établir les points suivants :

- au cours du roulement au décollage, le pneu avant droit du train principal gauche a été détruit entre V1 et VR, très vraisemblablement pour être passé sur une pièce métallique ;
- la destruction du pneu a provoqué directement ou indirectement divers dégâts à la structure et aux systèmes de l'avion conduisant à l'écrasement de l'avion, moins d'une minute trente secondes après la destruction du pneu. La séquence d'endommagement et les liens entre les différents événements ne sont pas encore totalement établis. Toutefois ces événements ont eu pour effet :

- *une ou plusieurs perforations d'au moins un réservoir avec fuite importante de carburant ;*
- *l'inflammation du carburant qui fuyait et un feu très violent pendant toute la durée du vol. Ce feu est apparu dans les quelques secondes après la destruction du pneu ;*
- *une perte de poussée sur un puis deux moteurs.*

L'équipage ne disposait pas de moyens de prendre conscience de la nature du feu ni de lutter contre celui-ci.

Par ailleurs, l'expérience en service montre que la destruction d'un pneu pendant les phases de roulage, d'atterrissage ou de décollage n'est pas un événement improbable sur Concorde et qu'il est effectivement de nature à entraîner des dégâts à la structure et aux systèmes. Cependant, une telle destruction n'a jamais été à l'origine d'un feu de carburant.

L'accident du 25 juillet 2000 a ainsi montré que la destruction d'un pneu - événement simple dont on ne peut affirmer qu'il ne puisse se reproduire - a eu des conséquences catastrophiques dans un délai très bref sans que l'équipage soit en mesure de rétablir la situation.

En conséquence, et sans préjudice d'éléments complémentaires qui pourraient apparaître en cours d'enquête, le BEA et l'AAIB recommandent à la Direction Générale de l'Aviation Civile française et à la Civil Aviation Authority du Royaume-Uni que :

- ***les certificats de navigabilité des Concorde soient suspendus en attendant qu'aient été mises en place des mesures appropriées garantissant un niveau de sécurité satisfaisant en ce qui concerne le risque lié aux destructions de pneumatiques. »***

Cette recommandation a été immédiatement acceptée par les autorités de navigabilité de France (DGAC) et du Royaume-Uni (CAA) et les certificats de navigabilité des Concorde ont été suspendus.

L'enquête a confirmé le bien-fondé de cette recommandation générale et de ses attendus. Les éléments identifiés par les enquêteurs au cours de leurs travaux ont été systématiquement mis à la disposition des autorités de navigabilité, des constructeurs et des exploitants, de façon à leur permettre de définir les mesures préalables au retour en service de l'avion. C'est dans ce cadre que les autorités de navigabilité ont défini les mesures suivantes :

- Installation de revêtements souples dans les réservoirs 1, 4, 5, 6, 7 et 8.
- Renforcement des harnais électriques dans la baie des trains principaux.
- Modification des procédures du manuel de vol afin d'inhiber l'alimentation des ventilateurs de freins lors des phases de vol critiques et révision de la MMEL supprimant la tolérance technique sur le système de détection de sous-gonflage des pneumatiques.
- Installation de pneumatiques Michelin NZG et modification du calculateur d'antidérapage.
- Modification du profil du déflecteur d'eau et suppression du câble de rétention.
- Interdiction de l'emploi des carburants volatils et augmentation de la quantité minimale de carburant nécessaire à une remise de gaz.

4.2 Recommandations spécifiques au Concorde

L'enquête n'a pas fait apparaître la nécessité d'autres recommandations urgentes. Cependant, sur plusieurs points, des améliorations liées spécifiquement au Concorde paraissent souhaitables au vu des enseignements de l'enquête. Ces améliorations, objet des recommandations suivantes, ont été portées à la connaissance des autorités de navigabilité françaises et ont été prises en considération dans le cadre de la remise en service de l'avion.

4.2.1

Pour tout aéronef de transport, il est essentiel que le retour d'expérience, par l'analyse des incidents en service, soit le plus efficace possible. Compte tenu du petit nombre d'appareils en service et de leur utilisation réduite, l'expérience en service du Concorde est particulièrement faible. Or, il s'agit d'un appareil à la fois vieillissant et particulièrement complexe. Il a été constaté que le taux de dysfonctionnement de certains systèmes ou équipements était supérieur aux taux actuels sur d'autres avions. En conséquence, le BEA recommande que :

- **les autorités de navigabilité, les constructeurs et les exploitants du Concorde renforcent les moyens mis en œuvre pour l'analyse du fonctionnement des systèmes de l'avion et des événements en service et pour la définition rapide d'actions correctrices.**

4.2.2

Le manuel de vol du Concorde stipule qu'une alarme rouge doit conduire à une réaction immédiate de l'équipage. Dans le même manuel, le traitement du feu moteur est cohérent avec cette consigne générale. Par contre, le manuel d'exploitation Air France demande de ne pas effectuer d'action avant d'avoir atteint quatre cents pieds. En conséquence, le BEA recommande que :

- **la compagnie Air France s'assure que les procédures d'urgence de la partie utilisation Concorde de son manuel d'exploitation sont conformes au manuel de vol.**

4.2.3

L'enregistrement toutes les quatre secondes seulement des paramètres moteurs permettant de déterminer le régime moteur a ralenti et compliqué certains travaux essentiels à l'enquête technique. Cette caractéristique est aussi de nature à masquer certains faits lors de l'examen d'incidents auxquels il ne serait pas possible de consacrer autant de temps et d'efforts qu'à l'accident du 25 juillet 2000. Contrairement aux Concorde d'Air France le jour de l'accident, les appareils de British Airways sont équipés de systèmes d'enregistrements permettant au moins chaque seconde l'enregistrement des paramètres des quatre moteurs. En conséquence, le BEA recommande que :

- **Air France équipe ses avions Concorde de systèmes d'enregistrements capables d'échantillonner au minimum chaque seconde les paramètres permettant de déterminer le régime de l'ensemble des moteurs.**

4.2.4

L'enquête technique a fait apparaître divers dysfonctionnements relatifs à l'exploitation de l'avion, par exemple l'utilisation de certaines données non mises à jour dans la phase initiale de la préparation du vols, l'absence d'archivage de certains documents ou la gestion incomplète des bagages. De même, l'oubli de l'entretoise du boggie gauche est la conséquence du non-respect des procédures établies et de la non-utilisation de l'outillage approprié. En conséquence, le BEA recommande que :

- **la DGAC effectue un audit des conditions d'exploitation et de maintenance du Concorde au sein d'Air France.**

4.3 Recommandations générales

Au delà des améliorations spécifiques au Concorde, l'enquête a fait apparaître le besoin de progrès de sécurité dans divers domaines. Ces progrès d'application générale font l'objet des recommandations suivantes.

4.3.1

Les essais et recherches conduits dans le cadre de l'enquête ont confirmé la fragilité des pneumatiques contre l'agression de corps étrangers et l'insuffisance des essais faits dans le cadre de la certification. Des exemples récents sur d'autres avions que le Concorde ont montré que les éclatements de pneumatiques pouvaient être la cause de dégâts importants. En conséquence, le BEA recommande que :

- **la DGAC, en liaison avec les autres autorités compétentes, étudie le renforcement des exigences réglementaires et des démonstrations de conformité en ce qui concerne les pneumatiques d'aviation.**

4.3.2

L'enquête a montré qu'un choc ou une perforation pouvait provoquer des dégâts à un réservoir selon un processus de transmission de l'énergie du projectile. De tels processus indirects, bien que connus, correspondent à des phénomènes complexes qui n'avaient jamais été identifiés jusqu'à présent sur des avions civils. De même, l'inflammation de la fuite de kérosène, la possible remontée de la flamme, son accrochage et sa stabilisation se sont faits au travers de phénomènes complexes, qui sont loin d'être totalement appréhendés. En conséquence, le BEA recommande que :

- **la DGAC, en liaison avec les autres autorités compétentes, fasse évoluer les exigences réglementaires de certification afin de prendre en compte les risques de dégâts aux réservoirs et les risques d'inflammation des fuites de carburant.**

4.3.3

En France, les manuels d'exploitation des aéroports contiennent des consignes fondées sur les recommandations de l'OACI relatives à l'inspection des aires de mouvement. Néanmoins, il n'existe pas encore de réglementation nationale traitant de leur surveillance. La DGAC étudie actuellement la mise en place d'une telle réglementation. Or, l'accident a montré que la présence d'objets sur cette aire présentait un risque pour la sécurité. Il a également montré que la présence de certains objets sur les pistes pouvait échapper à toutes les mesures de prévention. En conséquence, le BEA recommande que :

- **la DGAC s'assure de la mise en place rapide de programmes de prévention des débris sur les aérodromes. Ces programmes devraient concerner l'ensemble des organismes et des personnels intervenant sur l'aire de mouvement.**

- **l'OACI étudie la faisabilité de systèmes de détection automatique des objets intrus sur les pistes.**

4.3.4

La perte d'une lamelle métallique par le DC10 de Continental Airlines a été identifiée comme résultant d'opérations de maintenance non conformes aux règles de l'art. En conséquence, le BEA recommande que :

- **la FAA effectue un audit de la maintenance de Continental Airlines, aussi bien aux Etats-Unis que chez ses sous-traitants étrangers.**

4.3.5

L'enquête technique a, une nouvelle fois, mis en évidence la difficulté actuelle à identifier et analyser certaines actions de l'équipage, certains bruits de sélecteurs et les alarmes visuelles. A plusieurs reprises déjà, le BEA ou ses homologues étrangers ont recommandé l'installation de vidéo enregistreurs à l'intérieur des postes de pilotage. Ce point avait été examiné en septembre 1999 à l'OACI lors de la réunion à l'échelon division « Enquêtes et Prévention des Accidents » (AIG 99) et la Réunion avait formulé la recom-

mandation 1.2/4 « Enregistrements vidéo dans le poste de pilotage », demandant le renvoi des propositions au Groupe d'experts des enregistreurs de bord (FLIRECP). En conséquence, le BEA recommande que :

- **l'OACI fixe un calendrier précis au Groupe FLIRECP pour l'établissement de propositions sur les conditions de mise en œuvre d'enregistreurs vidéo à bord des appareils effectuant du transport public de passagers.**

4.3.6

L'enquête a montré que l'équipage de cabine avait certainement perçu des changements significatifs de son environnement. Il est donc possible que des communications entre PNC ou des tentatives de communication avec le poste de pilotage aient eu lieu. Or, les échanges des PNC entre eux ne sont pas enregistrés et la réception en poste des annonces faites en cabine a été arrêtée au temps 14 h 14 min. En conséquence, le BEA recommande que :

- **l'OACI étudie les modalités d'un enregistrement spécifique des échanges au sein de l'équipage de cabine et des échanges entre le poste de pilotage et la cabine.**

4.3.7

Il ressort de l'enquête que l'équipage n'a probablement jamais eu conscience de l'origine de l'incendie ou de son ampleur. Une situation comparable se rencontre fréquemment dans les cas d'accidents dus à des dégâts à la structure de l'avion. En conséquence, le BEA recommande que :

- **la DGAC, en liaison avec les autres autorités compétentes, étudie la possibilité d'installation de dispositifs de visualisation des parties de la structure cachées à la vue de l'équipage ou de détection de dégâts à ces parties de l'avion.**

4.3.8

L'enquête a montré que l'accélération latérale subie par l'équipage du Concorde du fait des pompages des moteurs 1 et 2 était différente des valeurs enregistrées au centre de gravité de l'avion, valeurs que reproduisent les simulateurs de vol. Or, la fidélité de la simulation est un élément important de la qualité des entraînements. En conséquence, le BEA recommande que :

- **la DGAC, en liaison avec les autres autorités compétentes, étudie la possibilité de faire évoluer les exigences réglementaires relatives aux futurs simulateurs de vol pour qu'ils soient plus représentatifs des accélérations effectivement subies dans le poste de pilotage.**

4.3.9

Les enquêteurs et leurs conseillers ont travaillé plusieurs jours sur l'épave sans savoir que le site de l'accident était pollué par de l'amiante utilisée sur l'avion. Ils n'étaient donc pas équipés de protections spécifiques, ce qui peut avoir à terme des conséquences sur leur santé. Ce type de problèmes avait été examiné en septembre 1999 à l'OACI lors de la réunion à l'échelon division « Enquêtes et Prévention des Accidents » (AIG 99) et la

Réunion avait formulé la recommandation 8/1 « Renseignements et formation sur les dangers des lieux d'accident ». En conséquence, le BEA recommande que :

- **l'OACI mette en œuvre la recommandation 8/1 d'AIG 99 dans les plus brefs délais et que, en attendant les résultats de ces travaux, les autorités de certification primaire demandent aux constructeurs de répertorier immédiatement les matières potentiellement dangereuses en cas d'accident qui sont utilisées dans la fabrication des aéronefs de leur responsabilité et de les mentionner de façon explicite dans la documentation.**

OBSERVATIONS DU REPRÉSENTANT ACCRÉDITÉ DU ROYAUME-UNI

Le représentant accrédité du Royaume-Uni a fait les observations suivantes sur l'enquête conduite par le BEA. La section « participation de l'AAIB à l'enquête » reflète ses préoccupations sur la façon dont les autorités judiciaires françaises ont influé sur l'enquête technique. Dans d'autres domaines, alors que le représentant accrédité du Royaume-Uni et ses conseillers sont d'accord avec les faits présentés dans le rapport du BEA, les observations reflètent des différences de pondération des conclusions.

Participation de l'AAIB à l'enquête

L'Annexe 13 à la Convention relative à l'Aviation Civile Internationale (Convention de Chicago) a établi *inter alia* les « normes et pratiques recommandées internationales » pour la conduite d'une enquête relative à un accident d'aviation. La Directive du Conseil 94 / 56 / EC, entrée en vigueur le 21 novembre 1994, a établi les principes fondamentaux régissant l'enquête sur les accidents et incidents d'aviation civile au sein des Etats de l'Union européenne. La Directive a introduit les dispositions de l'Annexe 13 dans la législation européenne.

Le Royaume-Uni, en tant que co-Etat de conception et de construction du Concorde, avait le droit de participer à l'enquête conformément à l'Annexe 13 à la Convention de Chicago et à la Directive européenne 94 / 56 / EC. Le Royaume-Uni a désigné un représentant accrédité et des conseillers appartenant à l'AAIB pour participer à l'enquête conduite par le BEA selon les dispositions de la « Convention » et de la « Directive ». Le représentant accrédité du Royaume-Uni a également désigné des conseillers techniques représentant les organismes ayant des responsabilités de conception de la cellule, des moteurs et des équipements et qui étaient ainsi les plus qualifiés pour contribuer à l'enquête. La coopération entre le BEA et l'AAIB a permis à l'AAIB d'apporter une contribution efficace à l'enquête.

Parallèlement à l'enquête conduite par le BEA, les autorités judiciaires françaises ont mené sur l'accident une enquête séparée. La manière dont l'enquête judiciaire a été menée a constitué un obstacle majeur à la participation de l'AAIB à l'enquête technique. Les difficultés rencontrées sont énumérées ci-dessous.

Les autorités judiciaires françaises n'ont pas permis aux enquêteurs de l'AAIB d'examiner tous les éléments de l'épave (Annexe 13, chapitre 5.25b) ou de participer à des examens d'éléments de l'avion (Annexe 13, chapitre 5.25g). Par exemple, les autorités judiciaires :

1. n'ont pas autorisé les enquêteurs de l'AAIB à examiner la lamelle de métal qui a fait éclater le pneumatique, sauf très brièvement.
2. n'ont pas autorisé les enquêteurs de l'AAIB à examiner le morceau du réservoir 5 qui a été retrouvé sur la piste, sauf très brièvement.
3. n'ont pas autorisé les enquêteurs de l'AAIB à participer à l'examen de la plupart des commandes et des instruments du poste de pilotage.
4. n'ont pas autorisé les enquêteurs de l'AAIB à être systématiquement associés aux expertises.

Les autorités judiciaires françaises n'ont pas permis l'accès immédiat et sans restriction des enquêteurs de l'AAIB à tous les éléments pertinents (Annexe 13, chapitre 5.25d).

Par exemple, les autorités judiciaires :

1. ont fortement restreint l'accès des enquêteurs au site de l'accident.
2. ont retenu pendant six semaines un document photographique du revêtement de la piste. Cette photo s'est révélée très utile ultérieurement dans la compréhension des événements sur la piste.
3. ont significativement entravé l'examen rapide des éléments disponibles. Ceci a significativement retardé les actions de sécurité nécessaires.

Les autorités judiciaires françaises ont plus particulièrement interdit aux conseillers du représentant accrédité du Royaume-Uni de participer à l'examen d'importants éléments pour lesquels le Royaume-Uni avait une responsabilité primaire de navigabilité. (Annexe 13, chapitre 5.25). Par exemple :

1. les autorités judiciaires ont interdit l'examen par les conseillers de l'AAIB des nacelles réacteurs et des baies sèches.
2. les autorités judiciaires ont interdit l'examen par les conseillers de l'AAIB du mécanisme de commande du train d'atterrissage.
3. les enquêteurs de l'AAIB et leurs conseillers se sont vu proposer l'accès à quelques examens de pièces, en contrepartie d'un engagement dans l'enquête judiciaire. Cet engagement de confidentialité, conduisant à des restrictions inacceptables pour l'utilisation subséquente des informations, n'a pas été signé.

Ces obstructions à la participation du Royaume-Uni allaient à l'encontre des obligations de l'Etat d'occurrence selon les termes de la Convention de Chicago (Annexe 13). Elles vont également à l'encontre de la Directive du Conseil européen 94 / 56 / EC qui stipule que « les enquêteurs devraient pouvoir assurer sans entrave leur mission ». En outre, les restrictions et les délais de procédure imposés par les autorités judiciaires étaient contraires à l'exigence de la Directive selon laquelle « la sécurité aérienne requiert que les enquêtes soient menées le plus rapidement possible ».

Commentaire du BEA : après un accident d'aviation en France, une instruction judiciaire, distincte de l'enquête technique, est généralement conduite par un ou plusieurs juges. Les contraintes de cette procédure n'ont toutefois pas empêché le BEA de mener une enquête approfondie, avec une pleine association de ses homologues étrangers. Le BEA regrette néanmoins les difficultés rencontrées par les enquêteurs de l'AAIB et leurs conseillers.

Mécanisme de rupture du réservoir 5

Il y a des preuves évidentes que la rupture du pneu 2 durant le roulage au décollage a été immédiatement suivie de la séparation d'une portion de la paroi intrados du réservoir 5 et de l'importante fuite qui en a résulté. Ceci a montré clairement que la rupture du réservoir a résulté des effets de la rupture du pneumatique. L'enquête du BEA a considéré la possibilité qu'une explosion de pneu ou le jet de gaz du pneu entaillé ait contribué à la rupture du réservoir, et a éliminé cette possibilité.

La recherche des causes de la rupture du réservoir a été gênée par le manque d'éléments sur les dégâts à l'intrados de l'aile résultant de la rupture du pneu. Seuls deux morceaux de la parois intrados du réservoir ont été identifiés : la pièce sur la piste (environ 32 cm par 32 cm) et la pièce plus petite et brûlée sur le site de Gonesse. Le reste de la paroi inférieure du réservoir 5 n'a pas pu être identifié.

Le manque de preuves matérielles a conduit à l'utilisation innovante des simulations RADIOSS faites par EADS sur ordinateur et de la campagne complémentaire d'essais d'impact au CEAT. Le scénario selon lequel la pièce de pneumatique de 4,5 kg a heurté le dessous de l'aile, sans pénétration, et a conduit à l'éjection sur la piste d'un morceau de la paroi intrados est apparu comme apportant une représentation raisonnable de la physique générale de l'événement mais n'a pas pu être entièrement prouvé. Ce scénario n'excluait pas la contribution possible d'autres apports d'énergie. L'étude plus limitée de l'ONERA sur le coup de bélier hydrodynamique suivant la pénétration d'un petit projectile a montré que des dommages structuraux pouvaient se produire pour des vitesses d'impact du projectile cohérentes avec les circonstances de l'accident.

Le représentant accrédité du Royaume-Uni et ses conseillers considèrent que l'absence de restes de l'intrados du réservoir 5 implique qu'aucun scénario ne peut prévaloir. Il est possible que le mécanisme réel de défaillance dans cet accident soit une combinaison des deux effets.

Commentaire du BEA : le point de vue ci-dessus n'a jamais été exprimé par les représentants de l'AAIB ou leurs conseillers tout au long des travaux auxquels ils ont été étroitement associés. Ce point de vue est par ailleurs contraire aux résultats des études qui ont été conduites pour comprendre la destruction du réservoir 5 sur la base des éléments matériels disponibles. Le rapport, et en particulier le § 2.3.2, n'a donc pas été modifié.

Inflammation du carburant

Les faits présentés dans le rapport du BEA font clairement apparaître que la fuite de carburant, apparue quand le réservoir 5 s'est brisé, s'est enflammée au cours de la seconde environ qui a suivi la rupture.

Le Groupe Feu réuni par le BEA, associant divers spécialistes de la combustion, a considéré de nombreuses causes possibles d'inflammation à partir desquelles les plus plausibles ont été retenues. Il s'agissait d'une inflammation à partir d'un pompage réacteur, d'un arc électrique, des parties chaudes du moteur ou de la réchauffe. Quand il est devenu clair par la suite que le feu était apparu avant le premier pompage réacteur, la possibilité d'une inflammation comme résultat d'un pompage a été écartée.

La vitesse de propagation de la flamme d'un feu de kérosène est généralement considérée comme étant relativement faible et même dans des circonstances idéales elle ne dépasse pas 6 m/s. Ainsi, la remontée d'un feu de la région de la réchauffe vers celle du puits de train ne peut se produire que dans une région continue de flux d'air à vitesse relativement faible ou inversée par rapport à l'aéronef avec son courant d'air libre vers l'arrière de 90 m/s. Il n'a pas été trouvé de preuve de l'existence vraisemblable d'une telle région, que ce soit dans le sillage du train d'atterrissage ou à l'intérieur des nacelles moteurs. Même en faisant le postulat d'une inflammation instantanée, une propagation rapide exigerait des flux d'air localisés significatifs vers l'avant.

D'importants essais de BAE Systems (BAES), conduits sur leur banc de test feu grandeur nature construit à cette fin n'ont pas constaté de tendance pour un feu de kérosène, enflammé dans la région de la tuyère réchauffe des moteurs, à remonter contre le flux d'air. D'autre part, les tests de BAES ont montré qu'une inflammation rapide était réalisée sans difficulté à partir d'arcs électriques dans la région du puits de train principal.

L'analyse de l'inflammation et de la propagation sont des sujets complexes et qui ne relèvent pas d'un calcul précis. Toutefois, le délai écoulé entre la fuite de carburant et le pompage initial, dû à l'ingestion de gaz chauds, suggère que l'inflammation s'est produite rapidement et que l'origine de l'inflammation avait un haut niveau d'énergie.

L'examen de la localisation et des détails d'installation dans le puits de train principal gauche des câbles d'alimentation triphasée des ventilateurs de frein a montré qu'un endommagement de ces câbles par des débris dus à la rupture du pneumatique 2 était une possibilité manifeste. Le rapport du BEA sur l'accident du Concorde F-BVFC à Washington DC le 14 juin 1979, quand les pneus 5 et 6 se dégonflèrent, note (traduction) : « deux connecteurs électriques du harnais électrique du train gauche furent arrachés ». Les câbles d'alimentation électrique du F-BTSC passaient dans des conduits métalliques ou, pour une courte partie de leur trajet, n'étaient pas protégés. Les câbles étaient normalement alimentés durant le décollage et, en cas de dommage appréciable, des arcs électriques paraissaient possibles, soit entre des phases soit entre une ou plusieurs phases et la masse. Il n'a pas été possible de déterminer si ces câbles ont effectivement été endommagés par des débris liés à la rupture du pneu 2, ou si un arc électrique s'est produit, car les parties concernées de l'épave n'ont pas été identifiées.

Les tests d'ingestion conduits par EADS sur un Concorde à Istres ont montré que des quantités appréciables d'un fluide libéré depuis l'emplacement de la pièce d'intrados perdue pénétraient dans le puits de train. Il est clairement apparu aussi qu'il se produisait dans le puits de train une importante inversion, circulation et réduction de vitesse du flux d'air.

Le représentant accrédité du Royaume-Uni et ses conseillers considèrent que les éléments regardant l'inflammation par un arc électrique ont été démontrés à plusieurs reprises tandis que la remontée demeure un argument théorique. Ainsi, pour eux, les preuves disponibles indiquent que l'apparition d'un arc électrique entre des câbles endommagés d'alimentation des ventilateurs de frein dans le puits de train principal gauche était la cause d'inflammation la plus probable.

Commentaire du BEA : le rapport (§ 1.16.8.3 et § 2.3.3) indique clairement l'existence de divergences entre experts sur l'origine réelle de l'inflammation du kérosène. Tous les arguments ont été longuement présentés et discutés lors des travaux auxquels participaient les représentants de l'AAIB et leurs conseillers. L'AAIB reprend le point de vue qu'elle a exprimé durant l'enquête, sans apporter d'élément nouveau. Par ailleurs, la sécurité de l'aviation ne peut que gagner à la prise en compte des différentes causes considérées comme possibles par les experts. Les conclusions du rapport n'ont donc pas été modifiées mais la position de l'AAIB a été précisée au § 1.16.8.3.

Liste des annexes

ANNEXE 1
Plan trois vues du Concorde

ANNEXE 2
Transcription de l'enregistreur phonique

ANNEXE 3
Analyse des alarmes et bruits enregistrés par l'enregistreur phonique

ANNEXE 4
Graphes des paramètres enregistrés

ANNEXE 5
Événements antérieurs

ANNEXE 6
Analyse de la combustion observée sous l'aile gauche

ANNEXE 7
Essais d'inflammation (WARTON)

ANNEXE 8
Analyse du scénario de rupture en mode 2 suite à un impact de débris de pneu (EADS)

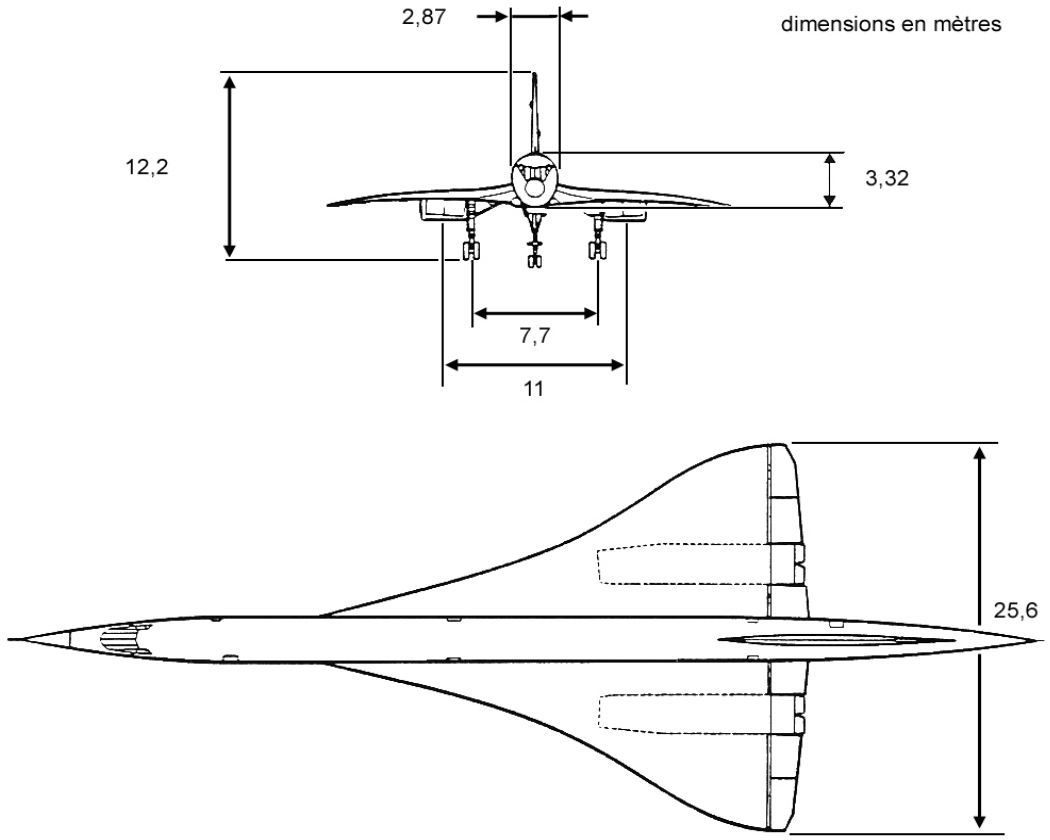
ANNEXE 9
Le coup de bélier hydrodynamique (ONERA)

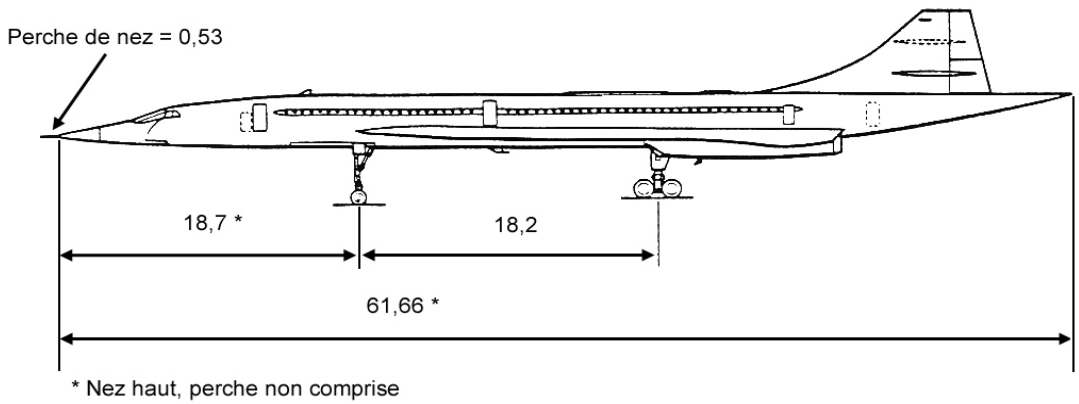
ANNEXE 10
Arbres de causes du déclenchement de la rotation anticipée

ANNEXE 11
Prévention des risques liés aux débris : exemples étrangers

ANNEXE 12
Trajectoire de l'avion et répartition des éléments retrouvés sur la piste

ANNEXE 1
Plan trois vues du Concorde





* Nez haut, perche non comprise

ANNEXE 2
Transcription de l'enregistreur phonique

TRANSCRIPTION DU CVR

AVERTISSEMENT

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

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

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

GLOSSAIRE

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

Temps CVR UTC	Temps FDR	Commandant de Bord	Officier Pilote de Ligne	Officier Mécanicien Navigant	Microphone d'ambiance	VHF, Interphone, Public Address	Observations
14 h 12 min 23 s		DEBUT D'ENREGISTREMENT					
12 min 24 s		(*)					
12 min 25 s		(*)					
12 min 26 s			(*) les centrales naviguent				
12 min 27 s				pas encore			
12 min 28 s			pas encore on peut peut-être naviguer				
12 min 36 s			cent quatorze				
12 min 39 s			cent quatorze				
12 min 45 s			cent quatorze				
12 min 47 s		(*) stab quatorze quatorze					
12 min 50 s			altimètre radiosonde mille huit confirmé				
12 min 54 s		mille huit vingt-neuf soixante-dix-huit trois cent cinquante pieds					
12 min 58 s			montres				
12 min 59 s		il est euh quatorze					

Temps CVR UTC	Temps FDR	Commandant de Bord	Officier Pilote de Ligne	Officier Mécanicien Navigant	Microphone d'ambiance	VHF, Interphone, Public Address	Observations
14 h 13 min 02 s			bien et moi j'ai pas tout à fait quatorze euh t'as une montre à l'heure toi				
13 min 05 s		ouais j'ai un treize euh vingt secondes					
13 min 09 s		j'avance un petit peu	jauge total carburant				
13 min 13 s				alors jauge total carburant moi j'ai quatre-vingt-seize quatre avec quatre-vingt-seize trois pour quatre-vingt-quinze à bord			
13 min 19 s		quatre-vingt-quinze à bord					
13 min 21 s			commande train voyants				
13 min 23 s		down quatre vertes					
13 min 25 s			I N S				
13 min 26 s		alors la position départ a été insérée et vérifiée					
13 min 30 s			man poussée inversion de poussée				
13 min 31 s		c'est vérifié ralenti					

Temps CVR UTC	Temps FDR	Commandant de Bord	Officier Pilote de Ligne	Officier Mécanicien Navigant	Microphone d'ambiance	VHF, Interphone, Public Address	Observations
13 min 32 s			radio				
13 min 34 s		réglée					
13 min 35 s			radar transpondeur				
13 min 36 s		réglés stand by pardon					
13 min 38 s			engine debow				
13 min 39 s				allumés pas de debow			
13 min 40 s			détection incendie				
13 min 42 s				sur both			
13 min 43 s			enregistreurs de vol avec deux cent vingt				
13 min 44 s				deux cent vingt inséré off			
13 min 46 s			protection incendie				
13 min 47 s				essayée			
13 min 48 s			pressurisation				
13 min 49 s				six mille			
13 min 50 s			engine control schedule				
13 min 51 s				fly over auto quatre low		PNC : mesdames messieurs bonjour mon nom est (...) votre chef de cabine au nom du co	
13 min 53 s			ventilation meuble	essayée			
13 min 55 s			batteries	elles sont sur on			

Temps CVR UTC	Temps FDR	Commandant de Bord	Officier Pilote de Ligne	Officier Mécanicien Navigant	Microphone d'ambiance	VHF, Interphone, Public Address	Observations
13 min 57 s			I N S				
13 min 58 s				je les ai lâché-e-s			
14 h 14 min 00 s		alors le programme dix onze est vérifié et le mode quatre est sur nav					
14 min 04 s			Z F W Z F C G				
14 min 05 s				alors j'ai quatre-vingt-onze neuf et cinquante-deux deux			
14 min 09 s			masse avion total fuel				
14 min 10 s				cent quatre-vingt-six neuf et quatre-vingt-quinze			
14 min 12 s			totalisateurs				
14 min 14 s				à zéro			
14 min 15 s			index vitesses				
14 min 23 s		les index vitesse donc V 1 cent cinquante V R cent quatre-vingt-dix-huit V 2 deux cent vingt-deux cent quarante-deux cent quatre-vingts c'est affiché à gauche			PNC : (*)		

Temps CVR UTC	Temps FDR	Commandant de Bord	Officier Pilote de Ligne	Officier Mécanicien Navigant	Microphone d'ambiance	VHF, Interphone, Public Address	Observations
14 min 26 s			à droite				
14 min 27 s		et au secours					
14 min 28 s			assiette				
14 min 29 s		c'est treize degrés					
14 min 30 s			P sept				
14 min 31 s		P sept c'est trente-neuf virgule un					
14 min 32 s				je l'ai pas fait			
14 min 33 s				trente-neuf un			
14 min 35 s				trente-neuf un			
14 min 36 s				trente-neuf un			
14 min 38 s			fuel flow	et trente-huit... cinq			
14 min 41 s		fuel flow c'est vingt point trois dix-neuf neuf					
14 min 43 s			anti-bruit réduction				
14 min 45 s		la réduction est à soixante-treize secondes					
14 min 47 s				soixante-treize			
14 min 48 s		Gilles c'est bon pour toi ?					
14 min 49 s		et moins cinq		oui			

Temps CVR UTC	Temps FDR	Commandant de Bord	Officier Pilote de Ligne	Officier Mécanicien Navigant	Microphone d'ambiance	VHF, Interphone, Public Address	Observations
14 min 53 s		ensuite la manette est à quatorze et tu auras un N 2 de quatre-vingt-dix-sept et des poussières					
14 min 58 s				quatre-vingt-dix-sept			
14 min 59 s			frein de parc				
14 h 15 min 00 s		il est sur parc quinze cents devant					
15 min 03 s		trois mille trois derrière	système central d'alarme				
15 min 05 s		recall					
15 min 06 s			cancel				
15 min 07 s		inhibit					
15 min 09 s			la glace				
15 min 11 s		c'est fermé verrouillé à gauche					
15 min 13 s			à droite				
15 min 14 s			voyant porte				
15 min 16 s				alors j'ai toujours un cargo j'ai la porte avant gauche et la porte arrière gauche			

Temps CVR UTC	Temps FDR	Commandant de Bord	Officier Pilote de Ligne	Officier Mécanicien Navigant	Microphone d'ambiance	VHF, Interphone, Public Address	Observations
15 min 26 s			secondary air doors				
15 min 28 s				auto			
15 min 29 s			pompe nourrice du trois				
15 min 32 s				sur on			
15 min 33 s			hydraulique alternateur du trois				
15 min 38 s				off et off			
15 min 40 s			anti coll et seat belts				
15 min 43 s				les seat belts ont été mis sur on			
15 min 44 s			ça y est (*)				
15 min 45 s					Gong cabine		
15 min 50 s						PNC : oui	
15 min 51 s			➪ oui c'est l'arrière non				
15 min 53 s						PNC : non l'avant	
15 min 54 s						PNC : Hervé derrière	
15 min 55 s			➪ oui Hervé il y a une porte ouverte derrière encore				

Temps CVR UTC	Temps FDR	Commandant de Bord	Officier Pilote de Ligne	Officier Mécanicien Navigant	Microphone d'ambiance	VHF, Interphone, Public Address	Observations
15 min 57 s						PNC : ouais ouais il la ferme à l'instant	
15 min 59 s			➪ okay				
14 h 16 min 03 s			➪ sol				
16 min 07 s			➪ allo allo				
16 min 08 s						Sol : oui j'écoute	
16 min 10 s			➪ oui ça en est où en bas				
16 min 11 s						Sol : bien les mécanos ont terminé là on est en train de descendre la dern... la dernière caisse à outil là mais par contre le chargement n'est pas terminé lui	
16 min 20 s			➪ les soutes là les bagages ?				
16 min 22 s						Sol : affirmatif il y a encore un (*) a rempl... à vider complètement là	

Temps CVR UTC	Temps FDR	Commandant de Bord	Officier Pilote de Ligne	Officier Mécanicien Navigant	Microphone d'ambiance	VHF, Interphone, Public Address	Observations
16 min 26 s			➪ ah bien heureusement que l'on a trois quarts de retard sinon qu'est ce que ça aurait été				
16 min 32 s			➪ ça fait quoi ça dix minutes au moins encore				
16 min 35 s						Sol : euh oui	
16 min 39 s		oui je vais regarder c'est parce que... la mécanique gênait peut-être					
16 min 42 s			oh non				
16 min 43 s				et si si on n'avait pas été en retard (*) était en retard pour les pleins ils sont arrivés les camions citernes sont arrivés une demi-heure avant l'heure théorique de départ alors tu sais (*) des fois			
16 min 54 s				c'est le changement du moteur qui			
16 min 57 s				alors avant mettre en route on va faire un essai bleu			

Temps CVR UTC	Temps FDR	Commandant de Bord	Officier Pilote de Ligne	Officier Mécanicien Navigant	Microphone d'ambiance	VHF, Interphone, Public Address	Observations
14 h 17 min 01 s			avant de mettre en route				
17 min 02 s				oui avant de mettre en route je préfère			
17 min 04 s			il y a des servos qui (*) commandes de vol				
17 min 07 s				non c'est parce qu'on est il y a il y avait une fuite sur le bleu et que j'ai eu un blocage avec un low level bleu on a complété le niveau je vais mettre le press d'une pompe bleue en... les pompes bleues du sol en route on va d'abord rentrer les entrées d'air qui sont bloquées			
17 min 22 s			dès qu'ils auront fini leur bordel				
17 min 23 s				ouais			
17 min 26 s				et puis après on va mettre en route			
17 min 27 s						Sol : okay en tout cas pour les commandes de vol si vous voulez on peut les faire	

Temps CVR UTC	Temps FDR	Commandant de Bord	Officier Pilote de Ligne	Officier Mécanicien Navigant	Microphone d'ambiance	VHF, Interphone, Public Address	Observations
17 min 34 s				➪ okay je... je mets en pression hydraulique			
17 min 36 s						Sol : okay c'est dégagé vous pouvez y aller	
17 min 40 s				vous vous tenez les commandes de vol			
17 min 42 s		tenues					
17 min 44 s			dix minutes				
17 min 45 s					PNC : combien		
17 min 46 s			dix minutes				
17 min 47 s					PNC : dix minutes de ... d'attente là		
17 min 48 s			ouais ouais ouais				
17 min 49 s			c'est pas c'est pas la réparation de l'avion c'est les bagages qui ne sont pas chargés				
17 min 53 s					PNC : ah d'accord		
17 min 54 s		mais ça je n'ose pas leur dire					
17 min 56 s			on pense (*)				

Temps CVR UTC	Temps FDR	Commandant de Bord	Officier Pilote de Ligne	Officier Mécanicien Navigant	Microphone d'ambiance	VHF, Interphone, Public Address	Observations
17 min 57 s		(*)	de l'aider à charger pour accélérer les choses	➪ okay okay je rentre les entrées d'air trois et quatre			
14 h 18 min 03 s						Sol : okay c'est paré	
18 min 04 s		comment est l'ambiance derrière					
18 min 05 s					PNC : tout va bien		
18 min 06 s		c'est vrai					
18 min 07 s							
18 min 08 s		bon je leur redis un petit un petit mot juste avant la mise en route quoi histoire de (*)			PNC : oui oui		
18 min 12 s				➪ bon les entrées d'air c'est bon on fait un mouvement des commandes de vol	PNC : (*)		
18 min 16 s		(*)				Sol : okay reçu c'est dégagé vous pouvez y aller	
18 min 18 s		hein					
18 min 19 s					PNC : (*)		
18 min 20 s		qu'est-ce que je dois faire (*)					

Temps CVR UTC	Temps FDR	Commandant de Bord	Officier Pilote de Ligne	Officier Mécanicien Navigant	Microphone d'ambiance	VHF, Interphone, Public Address	Observations
18 min 21 s					PNC : (*)		
18 min 22 s		vas y					
18 min 23 s		je fais quoi un peu de (*) et je (*)					
18 min 26 s				la on va être en mécanique mais ce n'est pas grave mais (*)	Gong		
18 min 28 s			tu n'as pas besoin de moi hein				
18 min 30 s				non non			
18 min 32 s 18 min 34 s			il faudra demander au coordo si il a pas un devis de poids... en même temps		Gong		
18 min 35 s 18 min 38 s		je suis en mécanique c'est peut-être embêtant là quand même parce que ça ne répond pas comme (*)		non non c'est pas embêtant			
18 min 41 s			tu m'emmerdes (*)				
18 min 42 s 18 min 44 s				oui tu m'emmerdes si tu n'es pas prêt (*)	Gong		Sur le ton de la plaisanterie

Temps CVR UTC	Temps FDR	Commandant de Bord	Officier Pilote de Ligne	Officier Mécanicien Navigant	Microphone d'ambiance	VHF, Interphone, Public Address	Observations
18 min 49 s 18 min 50 s		ça fait quand même des à-coups en mécanique hein mais ça c'est peut-être normal		oui oui non non mais...			
18 min 53 s		alors après la direction					
14 h 19 min 00 s		bon bien ça marche hein					
19 min 01 s				okay			
19 min 05 s					Gong		
19 min 06 s				➪ okay le niveau là a légèrement chuté c'est normal et il se stabilise les entrées d'air sont rentrées les commandes de vol ont fonctionné correctement je coupe la pression hydraulique			
19 min 15 s						Sol : okay merci	
19 min 20 s				ça va chuter les les commandes vont aller vers l'avant			
19 min 23 s		d'accord					

Temps CVR UTC	Temps FDR	Commandant de Bord	Officier Pilote de Ligne	Officier Mécanicien Navigant	Microphone d'ambiance	VHF, Interphone, Public Address	Observations
19 min 25 s				oui en mécanique il y a il y a un petit dur on le sent piloter en mécanique c'est pas (...)	Gong		Rires
19 min 27 s		oui (*)					
19 min 31 s		a bien je je me souviens					Rires
19 min 40 s				okay ça a chuté je m'en occupe			
14 h 20 min 04 s				voilà on est revenu en yellow			
20 min 05 s					Coo : devis de charge monsieur		
20 min 06 s					Coo : bon... en fait... il y a eu encore des bagages qui ont été rajoutés j'ai deux tonnes deux de bagages		
20 min 14 s					Coo : pour ce qui est de l'outil de sûreté S R B		
20 min 18 s		oui					
20 min 19 s					Coo : il y a un problème on n'a pas défini lequel j'ai appelé les gens qui étaient de la cellule S R B euh les bagages sont bien étiquetés quarante-cinq quatre-vingt-dix mais ça ne passait pas		

Temps CVR UTC	Temps FDR	Commandant de Bord	Officier Pilote de Ligne	Officier Mécanicien Navigant	Microphone d'ambiance	VHF, Interphone, Public Address	Observations
20 min 29 s		hum					
20 min 30 s					Coo : alors on a essayé de faire des trucs d'appeler de tirer des sonnettes et puis en fin de compte les deux tonnes deux de bagages on les a bien ils sont bien étiquetés mais je ne peux pas lire tous les bagages à charger donc il faudra que je vois avec les gens concernés pour ça je préviens le D O pour moi pour la sûreté c'est clean je n'ai pas de no show je n'ai pas de bagages à débarquer et je n'ai pas de bagages en supplément		
20 min 56 s					Coo : et tous les bagages ont été passés au x-ray selon la mesure aléatoire demandée		
14 h 21 min 03 s		d'accord			Coo : d'après moi c'est le moniteur qui marche pas		
21 min 08 s		d'accord			Coo : j'ai ajusté le carburant au maxi au au taxi parce que ça a encore monté de deux cents kilos de bagages		

Temps CVR UTC	Temps FDR	Commandant de Bord	Officier Pilote de Ligne	Officier Mécanicien Navigant	Microphone d'ambiance	VHF, Interphone, Public Address	Observations
21 min 18 s		de toute façon c'est ce que vous nous aviez dit hein quatre-vingt-onze neuf on était partis là-dessus					
21 min 21 s					Coo : d'accord		
21 min 22 s		donc on est bien hein					
21 min 24 s		donc parce que là finalement vous avez mis un roulage un peu fort hein...					
21 min 28 s					Coo : je l'ai mis à deux deux tonnes		
21 min 29 s		on va décoller un peu plus fort que ça en fait hein					
21 min 31 s					Coo : oui		
21 min 32 s		mais c'est bien cela n'a pas d'importance					
21 min 34 s					Coo : ça vous convient		
21 min 35 s		alors zéro fuel c'est cinquante-deux trois Gilles hein en fait					

Temps CVR UTC	Temps FDR	Commandant de Bord	Officier Pilote de Ligne	Officier Mécanicien Navigant	Microphone d'ambiance	VHF, Interphone, Public Address	Observations
21 min 37 s				oui j'ai corrigé			
21 min 38 s		hein tu as corrigé		(*)			
21 min 41 s					Coo : autrement pour le chargement on ferme la soute et on sera prêt		
21 min 45 s		alors ça marche					
21 min 47 s		alors là il y a six et six douze douze et cinq dix sept					
21 min 50 s		d'accord					
21 min 52 s		quatre cent bien c'est impeccable					
21 min 53 s				du point de vue au point de vue mécanique c'est fini déjà depuis			
21 min 57 s				(*)	Coo : oui mais euh les bagages venaient venaient venaient et bon il s'était recalé sur le D mais... problème		
14 h 22 min 05 s					Coo : voilà		
22 min 06 s		merci					
22 min 07 s		bon bien monsieur à la prochaine fois					
22 min 08 s					Coo : au revoir messieurs		

Temps CVR UTC	Temps FDR	Commandant de Bord	Officier Pilote de Ligne	Officier Mécanicien Navigant	Microphone d'ambiance	VHF, Interphone, Public Address	Observations
22 min 09 s		au revoir	au revoir				
22 min 11 s					Coo : à bientôt		
22 min 12 s		à bientôt	à bientôt				
22 min 14 s		cinquante-deux trois bon bien c'est ce qu'il avait dit ça a dépassé de quarante kilos mais enfin...					
22 min 17 s 22 min 19 s		(*)		et on a j'ai... j'ai pris la masse au décollage cent quatre-vingt-cinq tonnes			
22 min 22 s 22 min 24 s		bon on va faire cent quatre-vingt-cinq cent c'est-à-dire qu'on va être aux limites... structurales		avec cinquante-deux deux			
22 min 29 s		structurale euh cinquante-quatre pour cent de centrage (*) voir					
22 min 38 s		et on est vraiment au minimum					
22 min 42 s				fuel			
22 min 43 s		fuel oui					
22 min 44 s		bon					

Temps CVR UTC	Temps FDR	Commandant de Bord	Officier Pilote de Ligne	Officier Mécanicien Navigant	Microphone d'ambiance	VHF, Interphone, Public Address	Observations
22 min 45 s				allez			
22 min 50 s				est-ce que tu as eu le temps de faire les certificats Christian			
22 min 53 s		une partie					
22 min 54 s		les deux tiers					
22 min 55 s		je... chaque fois que j'ai un temps mort j'en fais là j'en ai je vais continuer					
22 min 59 s		je suis pas loin de la fin je pense		oui je te les laisse			
14 h 23 min 00 s				je te les laisse			
23 min 01 s		mais de toute façon je te les donne que qu'on aura passé le mur du son hein parce que					
23 min 07 s		(…)		(*)			Remplacé par (…) « conversation sans rapport avec la conduite du vol durant 23 secondes »
23 min 10 s		(…)					
23 min 11 s				(…)			

Temps CVR UTC	Temps FDR	Commandant de Bord	Officier Pilote de Ligne	Officier Mécanicien Navigant	Microphone d'ambiance	VHF, Interphone, Public Address	Observations
23 min 13 s		(…)		(…)			
23 min 22 s		(…)					
23 min 23 s		(…)					
23 min 32 s		(…)					
23 min 34 s			pardon				
23 min 35 s		je te gêne					
23 min 36 s			non non (*)				
23 min 41 s				alors			
23 min 42 s				je n'ai plus qu'un cargo ouvert			
23 min 46 s			ils sont en train de fermer				
14 h 24 min 02 s				on te dit la vérité qu'on a corrigé le centrage a cinquante-deux trois au lieu de cinquante-deux deux			
24 min 06 s			bon				
24 min 07 s		il s'était planté dans le centrage					
24 min 10 s			à moins que ce ne soit lui				Sur le ton de la plaisanterie

Temps CVR UTC	Temps FDR	Commandant de Bord	Officier Pilote de Ligne	Officier Mécanicien Navigant	Microphone d'ambiance	VHF, Interphone, Public Address	Observations
24 min 12 s		(*)					
24 min 31 s						Sol : le poste du sol vous me recevez ?	
24 min 35 s		➪ oui					
24 min 37 s						Sol : bien on vient de verrouiller la porte arrière de chargement soute la poignée descend dans son logement	
24 min 44 s		➪ bon formidable donc euh si je comprend bien l'avion est dégagé là					
24 min 49 s						Sol : l'avion est dégagé on est paré au démarrage	
24 min 52 s			allez pull				

Temps CVR UTC	Temps FDR	Commandant de Bord	Officier Pilote de Ligne	Officier Mécanicien Navigant	Microphone d'ambiance	VHF, Interphone, Public Address	Observations
24 min 55 s		➪ très bien donc on va démarrer en séquence normale et puis après on se fera tirer euh vers l'avant donc on va démarrer d'abord le trois donc sinon les cales dev... de train avant sont bien en place hein					
14 h 25 min 04 s						Sol : les cales de train avant ne sont pas en place	
25 min 08 s		➪ d'accord et tu confirmes bien toutes les portes sont bien vérifiées hein					
25 min 12 s						Sol : les portes sont vérifiées oui	
25 min 13 s			il y a un tracteur ?				
25 min 14 s		➪ d'accord bon donc euh y... oui bonne question il y a un extincteur dans le coin là ?					
25 min 20 s			un tracteur				

Temps CVR UTC	Temps FDR	Commandant de Bord	Officier Pilote de Ligne	Officier Mécanicien Navigant	Microphone d'ambiance	VHF, Interphone, Public Address	Observations
25 min 21 s		➪ un tracteur je veux dire il est là ?					
25 min 23 s 25 min 27 s			je ne l'ai pas vu			Sol : le tracteur est en place avec la barre verrouillée oui la goupille est sur le train avant	
25 min 29 s		➪ très bien donc euh on je te rappelle pour un... dém... le démarrage du trois					
25 min 34 s				la check-list avant mise en route a été a été faite		Sol : okay reçu	
25 min 36 s			oui oui on est prêt				
25 min 37 s		➪ la pression d'air est établie?					
25 min 39 s						Sol : non pas encore mais ça va pas tarder	
25 min 41 s		➪ alors tu me rappelles pression d'air établie					
25 min 45 s		➪ ladies and gentlemen all is in order and we are starting up our engines					

Temps CVR UTC	Temps FDR	Commandant de Bord	Officier Pilote de Ligne	Officier Mécanicien Navigant	Microphone d'ambiance	VHF, Interphone, Public Address	Observations
25 min 51 s						Sol : pression d'air établie	
25 min 54 s		➪ parfait démarrage du trois					
25 min 57 s				le trois			
25 min 58 s			(...)	maintenu			Chanson
14 h 26 min 00 s				ouvert			
26 min 01 s				start pump			
26 min 06 s		j'envoie la manette Jean					
26 min 07 s			top				
		dix pour cent					
26 min 08 s		top					
26 min 11 s			allumage				
26 min 12 s		allumage					
26 min 14 s		N 1					
26 min 25 s		vingt-cinq pour cent					
26 min 27 s				revenu			
26 min 28 s				fermé			
26 min 29 s		fermé d'accord					
26 min 30 s			je prends la manette ?				

Temps CVR UTC	Temps FDR	Commandant de Bord	Officier Pilote de Ligne	Officier Mécanicien Navigant	Microphone d'ambiance	VHF, Interphone, Public Address	Observations
26 min 32 s		si tu veux okay merci bien					
26 min 35 s		stabilisé debow					
26 min 37 s		normal au trois					
26 min 38 s				normal			
26 min 39 s		une libération à soixante-sept					
26 min 53 s		deux cent quatre-vingt-dix ça redescend					
26 min 58 s		voilà libération décrochage		(*)			
14 h 27 min 01 s				paré hydraulique			
27 min 02 s			tenu	paré hydraulique ?			
27 min 03 s				hydraulique			
27 min 05 s			➪ Concorde quarante-cinq quatre-vingt-dix bonsoir en Echo vingt-six nous seront prêts à tirer dans deux minutes				
27 min 14 s		➪ paré au deux ?					

Temps CVR UTC	Temps FDR	Commandant de Bord	Officier Pilote de Ligne	Officier Mécanicien Navigant	Microphone d'ambiance	VHF, Interphone, Public Address	Observations
27 min 15 s 27 min 21 s 27 min 23 s				 le deux		Ctl : Air France quarante-cinq quatre-vingt-dix bonjour euh vous repoussez donc face à l'ouest enfin vous êtes prêts à repousser c'est ça ?	Sol : non non pas pour l'instant Sol : okay paré au deux
27 min 25 s 27 min 26 s 27 min 27 s 27 min 28 s 27 min 29 s		➪ okay démarrage du deux N 2	➪ ouais dans deux minutes ou euh non pas être poussés mais être tirés face à l'ouest	 maintenu ouvert start pump			
27 min 31 s						Ctl : d'être tirés face à l'ouest bien vous vous faites tirer face à l'ouest et rappelez pour rouler	
27 min 35 s		dix pour cent					
27 min 36 s		fuel	➪ bien reçu				
27 min 37 s		top					
27 min 41 s		N 1					
27 min 42 s		et allumage					
27 min 48 s					Gong cabine		
27 min 53 s		vingt-cinq pour cent					
27 min 55 s				revenu			
27 min 56 s				fermé			

Temps CVR UTC	Temps FDR	Commandant de Bord	Officier Pilote de Ligne	Officier Mécanicien Navigant	Microphone d'ambiance	VHF, Interphone, Public Address	Observations
27 min 57 s		fermé					
14 h 28 min 02 s		stabilisé debow normal au deux					
28 min 05 s				normal			
28 min 21 s					Bruit		Montée en régime moteur
28 min 22 s		deux soixante-huit					
28 min 25 s		descends et libération décrochage					
28 min 28 s		➪ bien le deux donc est démarré on peut donc débrancher euh tous les groupes et tu me rappelles avion dégagé		on peut débrancher les groupes			
28 min 35 s						Sol : okay reçu	
28 min 40 s			on est autorisés à tirer				
14 h 29 min 11 s					Bruit		Similaire au mouvement de siège
29 min 15 s					Bruit		Similaire au mouvement de siège
29 min 45 s						Sol : le poste du sol	
29 min 47 s			ils nous appellent				

Temps CVR UTC	Temps FDR	Commandant de Bord	Officier Pilote de Ligne	Officier Mécanicien Navigant	Microphone d'ambiance	VHF, Interphone, Public Address	Observations
29 min 49 s		➪ oui ?					
29 min 50 s						Sol : bon pour la direction au départ on n'a pas tellement le choix ça va être le nez à l'ouest	
29 min 53 s		(...)					Rires
29 min 54 s			non tu dis à l'est				Sur le ton de la plaisanterie
29 min 56 s		➪ oui ça je je oui je pense en effet que je vois pas d'autre solution euh... je vois pas d'autre solution oui					
14 h 30 min 02 s						Sol : okay avion dégagé paré au roulage	
30 min 05 s		➪ alors on a l'autorisation le frein est desserré on peut reculer...					
30 min 11 s		➪ et on peut mettre un bloc à... pardon on peut avancer oui un bloc à trente et une	avancer avancer				

Temps CVR UTC	Temps FDR	Commandant de Bord	Officier Pilote de Ligne	Officier Mécanicien Navigant	Microphone d'ambiance	VHF, Interphone, Public Address	Observations
30 min 13 s						Sol : trente et une okay reçu	
30 min 30 s			(la barrière n'a pas vu)				
30 min 54 s					Gong cabine		
14 h 31 min 27 s						Sol : vous pouvez démarrer les autres moteurs	
31 min 31 s		➪ d'accord donc paré au quatre ?					
31 min 33 s						Sol : paré au quatre	
31 min 35 s		➪ démarrage quatre					
31 min 36 s				maintenu			
31 min 39 s				ouvert			
31 min 40 s		N 2					
31 min 41 s				start pump			
31 min 48 s		dix pour cent					
31 min 49 s		fuel					
31 min 50 s		top					
31 min 51 s		N 1					
31 min 54 s		allumage					
14 h 32 min 04 s		vingt-cinq pour cent					

Temps CVR UTC	Temps FDR	Commandant de Bord	Officier Pilote de Ligne	Officier Mécanicien Navigant	Microphone d'ambiance	VHF, Interphone, Public Address	Observations
32 min 05 s				revenu			
32 min 06 s				fermé			
32 min 07 s						Sol : push terminé vous pouvez serrer le frein de parc s'il vous plaît	
32 min 08 s		➪ oui frein serré on peut débrancher la fourche paré au un ?					
32 min 11 s						Sol : paré au un	
32 min 17 s		➪ démarrage du un					
32 min 18 s		alors stabilisé debow merci					
32 min 19 s				maintenu			
32 min 23 s				ouvert			
32 min 25 s				start pump			
32 min 26 s		N 2					
32 min 37 s		dix pour cent					
32 min 38 s		fuel					
32 min 40 s		top N 1					
32 min 42 s		allumage					

Temps CVR UTC	Temps FDR	Commandant de Bord	Officier Pilote de Ligne	Officier Mécanicien Navigant	Microphone d'ambiance	VHF, Interphone, Public Address	Observations
32 min 55 s		vingt-cinq pour cent					
32 min 57 s				revenu			
32 min 58 s				fermé			
32 min 59 s		vannes fermées					
14 h 33 min 02 s		stabilisé debow					
33 min 04 s		normal au quatre					
33 min 05 s				normal quatre			
33 min 17 s		alors trois cent dix ça redescend					
33 min 22 s		et libération décrochage normal au un					
33 min 25 s				normal au un			
33 min 37 s 33 min 40 s		trois cent quatre	➪ Concorde quarante-cinq quatre-vingt-dix on va être prêts à rouler dans une minute				
33 min 42 s 33 min 44 s		ça redescend libération décrochage				Ctl : reçu quarante-cinq quatre-vingt-dix pour le roulage vous contactez le sol cent vingt et un quatre-vingt-dix-sept au revoir	

Temps CVR UTC	Temps FDR	Commandant de Bord	Officier Pilote de Ligne	Officier Mécanicien Navigant	Microphone d'ambiance	VHF, Interphone, Public Address	Observations
33 min 47 s			➪ au revoir				
33 min 48 s		➪ bien démarrage terminé donc euh pouvez quitter l'écoute faire signe à gauche en montrant la broche hydraulique au revoir merci pour tout et bonne journée					
33 min 55 s						Sol : je ferai signe à droite	
33 min 56 s					Deux gongs		
33 min 57 s		➪ faire signe à droite d'accord au revoir					
33 min 59 s					Gong		
14 h 34 min 00 s						Sol : au revoir	
34 min 01 s		essai T C U			Gong		
34 min 03 s				oui	Gong		
34 min 05 s					Gong		
34 min 08 s				ils sont changés	Gong		
34 min 10 s			oui				
34 min 17 s					Gong		

Temps CVR UTC	Temps FDR	Commandant de Bord	Officier Pilote de Ligne	Officier Mécanicien Navigant	Microphone d'ambiance	VHF, Interphone, Public Address	Observations
34 min 23 s				alors			
34 min 24 s				(*) départ on			
34 min 33 s			➪ Concorde quarante-cinq quatre-vingt-dix pour rouler à côté de la cinq sud on est				
34 min 38 s 34 min 39 s			stab feel et trim (*)			Ctl : Air France quarante-cinq quatre-vingt-dix bonjour roulez pour le point d'arrêt vingt-six droite par Roméo	
34 min 44 s			➪ Par Roméo vingt-six droite				
34 min 45 s		check-list après mise en route					
34 min 46 s			stab feel et trim est engagé				
34 min 48 s		engagés					
34 min 49 s			commandes de vol j'ai vérifié				
34 min 50 s		clair à droite	clair à droite c'est dégagé				

Temps CVR UTC	Temps FDR	Commandant de Bord	Officier Pilote de Ligne	Officier Mécanicien Navigant	Microphone d'ambiance	VHF, Interphone, Public Address	Observations
34 min 51 s			il fait signe tu peux rouler Roméo c'est la... c'est la				
34 min 55 s		première à gauche					
34 min 56 s			première à gauche				
14 h 35 min 03 s			T C U				
35 min 04 s		essayé					
35 min 05 s				essayé			
35 min 06 s			dégivrage réacteur				
35 min 07 s				off			
35 min 08 s			voyants portes				
35 min 09 s				voyants éteints			
35 min 10 s			système central rappelé				
35 min 12 s			ramp et spill				
35 min 13 s				ils sont sur auto et à zéro			
35 min 15 s			secondary nozzle				
35 min 17 s		(*)					Trou d'enregistrement dû au splice de la bande
35 min 18 s			ralenti reactor				
35 min 20 s				low			

Temps CVR UTC	Temps FDR	Commandant de Bord	Officier Pilote de Ligne	Officier Mécanicien Navigant	Microphone d'ambiance	VHF, Interphone, Public Address	Observations
35 min 21 s			pompes nourrices				
35 min 22 s				toutes sur on			
35 min 32 s						Ctl : Air France quarante-cinq quatre-vingt-dix vous voulez Whisky dix ou vous voulez euh la voie Roméo ?	
35 min 37 s			➪ euh y me faut toute la piste hein				
35 min 38 s						Ctl : okay donc vous roulez pour Roméo Air France quarante-cinq quatre-vingt-dix	
35 min 41 s			➪ bien reçu quarante-cinq quatre-vingt-dix par Roméo				
35 min 46 s			pompes nourrices				
35 min 48 s				toutes sur on			
35 min 49 s			hydraulique électrique				
35 min 50 s				vérifiés			
35 min 53 s			alternateur secours				
35 min 54 s				vérifié			

Temps CVR UTC	Temps FDR	Commandant de Bord	Officier Pilote de Ligne	Officier Mécanicien Navigant	Microphone d'ambiance	VHF, Interphone, Public Address	Observations
35 min 55 s			engine overheat				
35 min 57 s				essayé			
35 min 58 s			direction roue avant apparemment il n'y en a plus				
14 h 36 min 00 s		ben...					
36 min 01 s		ça marche					
36 min 03 s		j'arrive à contrôler l'avion					
36 min 05 s			taxi turn sont sur on				
36 min 07 s			signal avion dégagé a été obtenu				
36 min 10 s		oui					
36 min 11 s			nez visière sont à cinq				
36 min 27 s		je prends un peu de vitesse avant d'essayer les freins					
36 min 29 s			méfie toi ça roule vite hein				
36 min 31 s		je veux dire par là...					
36 min 32 s			oui (*)				

Temps CVR UTC	Temps FDR	Commandant de Bord	Officier Pilote de Ligne	Officier Mécanicien Navigant	Microphone d'ambiance	VHF, Interphone, Public Address	Observations
36 min 33 s		je le laisse aller quoi hein					
36 min 34 s			oui oui laisse aller au contraire				
36 min 36 s		c'est ce que je voulais dire					
36 min 43 s			donc il faut continuer sur le taxiway pour aller au bout hein				
36 min 47 s		oui bon d'accord					
36 min 49 s			(faut pas) prendre Tango Tango on va pas au bout				
36 min 53 s		essai de freinage en secours					
36 min 57 s			pas bon				
14 h 37 min 03 s		freinage normal					
37 min 07 s		pas de pression pas d'à-coup pas de release					
37 min 10 s		check-list roulage					
37 min 11 s				oui			
37 min 18 s			(*)	alors le brake fan c'est sur on			

Temps CVR UTC	Temps FDR	Commandant de Bord	Officier Pilote de Ligne	Officier Mécanicien Navigant	Microphone d'ambiance	VHF, Interphone, Public Address	Observations
37 min 19 s		hein ?					
37 min 20 s				auto ignition...			
37 min 21 s			(*) le plus longtemps possible				
37 min 22 s				on			
37 min 23 s				réchauffage A D S drain statique et glace			
37 min 25 s		quatre on deux low	deux	(*)			
37 min 27 s				et on et total inhibit			
37 min 28 s					Gong		
37 min 29 s		P F C					
37 min 32 s 37 min 38 s			ah t'as les directions qui tombent en vert tout le temps je crois qu'on va la laisser ça fait deux fois que ça me le fait là pendant les essais		Gong		
37 min 39 s			je la reset ou pas ?				
37 min 43 s			je vois pas laquelle (*)				
37 min 45 s				reset on va voir			
37 min 46 s			non non				

Temps CVR UTC	Temps FDR	Commandant de Bord	Officier Pilote de Ligne	Officier Mécanicien Navigant	Microphone d'ambiance	VHF, Interphone, Public Address	Observations
37 min 47 s				si ça sonne pendant le décollage on touche a rien le temps qu'on les (démarre)			
37 min 51 s			il me l'a déjà fait deux fois				
37 min 54 s				deux fois... alors les freins			
37 min 56 s		emerg essayé normal pas de pression pas d'à-coup pas de release					
14 h 38 min 00 s				les trims pour cinquante-quatre pour cent			
38 min 02 s		les trims c'est bien du zéro zéro pour cinquante quatre je vois deux et demi vérifié ico vol					
38 min 08 s				la pressurisation et la climatisation vérifiées			
38 min 14 s				le transfert carburant est en cours sécurités tuyères			
38 min 21 s				bon à l'arrivée			
38 min 22 s			oui				

Temps CVR UTC	Temps FDR	Commandant de Bord	Officier Pilote de Ligne	Officier Mécanicien Navigant	Microphone d'ambiance	VHF, Interphone, Public Address	Observations
38 min 26 s		oui					
38 min 27 s 38 min 29 s		off attachés		sièges et harnais sur-couple éteint et anti-patinage éteint et dégivrage et briefing décollage			
38 min 33 s		re....			Gong		
38 min 34 s				ah il est encore retombé			
38 min 35 s			ça y est il est retombé				
38 min 36 s				tu as raison on reste en jau en vert			
38 min 40 s			on reste en vert hein				
38 min 43 s		les deux directions ou le la sup					
38 min 44 s				oui c'est les deux oui			
38 min 45 s		les deux hein					
38 min 46 s		(*)	oh oui oui oui oh ben c'est obligé ça... ça va toujours ensemble non ?				

Temps CVR UTC	Temps FDR	Commandant de Bord	Officier Pilote de Ligne	Officier Mécanicien Navigant	Microphone d'ambiance	VHF, Interphone, Public Address	Observations
38 min 49 s				oui non mais quand tu appuies tu passes sur l'ensemble vert mais les les chu... la chute a été sur les deux... ou sur une seule ?			
38 min 56 s			obligatoirement sur les deux non ? non ?				
38 min 59 s				je crois pas non tu peux avoir peut être pas que			
14 h 39 min 00 s			ah je ne sais pas bon euh...				
39 min 04 s		alors c'est un décollage... à la masse maxi décollage cent quatre-ingt-cinq tonnes cent ce qui fait quatre réchauffes avec un N 2 mini de cent trois et un N 2 de panne de quatre-vingt-dix-huit					

Temps CVR UTC	Temps FDR	Commandant de Bord	Officier Pilote de Ligne	Officier Mécanicien Navigant	Microphone d'ambiance	VHF, Interphone, Public Address	Observations
39 min 21 s 39 min 25 s		entre zéro et cent nœuds je stoppe pour toute alarme sonore le flash tyre				Ctl : Air France quarante-cinq quatre-vingt-dix contactez la tour sur cent vingt décimale neuf	
39 min 29 s			⇨ cent vingt-neuf quarante-cinq quatre-vingt-dix bonsoir				
39 min 35 s		le flash tyre et l'annonce panne de ta part hein					
39 min 38 s		entre cent nœuds et V 1 j'ignore le gong je stoppe pour le feu réacteur le flash tyre et l'annonce panne					
39 min 45 s				oui			
39 min 46 s		après V 1 on continue la trajectoire sortie officielle on vient d'en parler on se repose en vingt-six droite					

Temps CVR UTC	Temps FDR	Commandant de Bord	Officier Pilote de Ligne	Officier Mécanicien Navigant	Microphone d'ambiance	VHF, Interphone, Public Address	Observations
39 min 51 s		et la doc réduite est prête pour l'atterrissage en surcharge					
39 min 56 s						Ctl : Air France quarante-cinq quatre-vingt-dix bonjour	
39 min 58 s			➪ bonjour seuil vingt-six droite quarante-cinq quatre-vingt-dix				
14 h 40 min 01 s						Ctl : (*) quarante-cinq quatre-vingt-dix alignez vous piste vingt-six droite	
40 min 04 s			➪ on s'aligne et on maintient sur la vingt-six droite quarante-cinq quatre-vingt-dix				
40 min 07 s		c'est prêt derrière ?					
40 min 10 s			on y va				
40 min 11 s		➪ P N C préparez vous pour le décollage					
40 min 16 s		check-list avant décollage					

Temps CVR UTC	Temps FDR	Commandant de Bord	Officier Pilote de Ligne	Officier Mécanicien Navigant	Microphone d'ambiance	VHF, Interphone, Public Address	Observations
40 min 19 s		on a consommé combien ?					
40 min 23 s				là on a huit cents kilos			
40 min 24 s		huit cents kilos?					
40 min 28 s		vu	pas de différence deuxième segment				
40 min 31 s		on n'est pas encore partis hein (*)					
40 min 35 s		les freins cent degrés hein					
40 min 37 s				avant décollage take-off monitor			
40 min 39 s			armé				
40 min 40 s		armé					
40 min 41 s 40 min 43 s 40 min 44 s				les paramètres de déc... paramètres de décollage	PNC : cabine prête		
40 min 45 s		écoute ils sont confirmés rien n'a changé					
40 min 47 s				paramètres antibruit confirmés voyant engine rating sur take-off			

Temps CVR UTC	Temps FDR	Commandant de Bord	Officier Pilote de Ligne	Officier Mécanicien Navigant	Microphone d'ambiance	VHF, Interphone, Public Address	Observations
40 min 55 s				N 1 limiter quatre quatre-vingt-dix-huit quatre-vingt-huit ralenti sur high			
14 h 41 min 00 s				système central d'alarme			
41 min 01 s 41 min 02 s 41 min 03 s		 recall inhibit				Ctl : Air France quarante-cinq quatre-vingt-dix donc je vous rappelle dés que c'est libre devant	
41 min 04 s			➪ maintiens position quarante-cinq quatre-vingt-dix				
41 min 05 s				le transpondeur			
41 min 08 s				je le lâche			
41 min 09 s				température de freins vérifié cent cinquante le centrage est à cinquante... quatre deux			
41 min 17 s				réchauffe quatre blanches dégivrage			
41 min 19 s		d'accord					
41 min 20 s		c'est plus chaud à gauche ou à droite là ?					
41 min 28 s				tu sais ça se vaut			

Temps CVR UTC	Temps FDR	Commandant de Bord	Officier Pilote de Ligne	Officier Mécanicien Navigant	Microphone d'ambiance	VHF, Interphone, Public Address	Observations
41 min 30 s			combien le max ?				
41 min 32 s				là on est à cent cinquante			
41 min 33 s			ouais ça monte vite sur ce taxiway là faut faire gaffe				
41 min 45 s 41 min 47 s		donc la sortie hein vers dans l'axe vers cent	 dans l'axe niveau cent				
41 min 55 s				centrage cinquante-quatre			
14 h 42 min 08 s				(*)			
42 min 17,0 s	97547,5					Ctl : Air France quarante-cinq quatre-vingt-dix piste vingt-six droite vent zéro quatre-vingt-dix-huit nœuds autorisé décollage	
42 min 21,6 s 42 min 23,3 s	97552,1 97553,8		➪ Quarante-cinq quatre-vingt-dix décolle vingt-six droite		Bruit de sélecteur		
42 min 24,8 s	97555,3	est-ce que tout le monde est prêt					
42 min 25,8 s	97556,3		oui				

Temps CVR UTC	Temps FDR	Commandant de Bord	Officier Pilote de Ligne	Officier Mécanicien Navigant	Microphone d'ambiance	VHF, Interphone, Public Address	Observations
42 min 26,0 s	97556,5			oui			
42 min 26,6 s	97557,1	vers cent V 1 cent cinquante					
42 min 28,8 s	97559,3	(*)					
42 min 30,4 s	97560,9				Bruit de sélecteur		Claquement des manettes
42 min 31,0 s	97561,5	top					
42 min 31,3 s	97561,8				Changement de bruit de fond		Augmentation du débit d'air conditionné et augmentation du régime moteur
42 min 35,3 s	97565,8					(?) vas-y Christian	
42 min 37,4 s	97567,9					Deux coups d'alternat	
42 min 43,3 s	97573,8			on a quatre réchauffes			
42 min 47,5 s	97578				Bruit de sélecteur		Mouvement de sélecteur automatique au passage des 60 nœuds
42 min 54,6 s	97585,1		cent nœuds				
42 min 55,1 s	97585,6				Bruit		
42 min 55,5 s	97586	vérifié					
42 min 57,0 s	97587,5			quatre vertes			
43 min 03,7 s	97594,2		V 1				

Temps CVR UTC	Temps FDR	Commandant de Bord	Officier Pilote de Ligne	Officier Mécanicien Navigant	Microphone d'ambiance	VHF, Interphone, Public Address	Observations
43 min 10,1 s	97600,6				Bruit		
43 min 11,0 s	97601,5				Changement de bruit de fond		
43 min 11,9 s	97602,4	(*)					
43 min 13,0 s	97603,5		'ttention				
43 min 13,4 s	97603,9					Ctl : Concorde zéro... quarante-cinq quatre-vingt-dix vous avez des flammes (*) vous avez des flammes derrière vous	
43 min 13,8 s	97604,3				Fin du changement de bruit de fond		
43 min 16,1 s	97606,6				Bruit de sélecteur		(?) (*) droite
43 min 16,4 s	97606,9			(stop)			EMISSIONS SIMULTANEES
43 min 18,8 s	97609,3		➪ bien reçu				
43 min 20,4 s	97610,9			panne mot panne moteur deux			
43 min 21,3 s	97611,8				Deux bruits de sélecteur		Mouvement du TCU qui passe de « main » à « alternate »
43 min 22,8 s	97613,3				Sonnerie		Alarme feu
						(?) ça brûle bien hein	
43 min 23,5 s	97614				Gong		
43 min 24,8 s	97615,3			coupe le moteur deux			
43 min 25,8 s	97616,3	procédure feu réacteur					

Temps CVR UTC	Temps FDR	Commandant de Bord	Officier Pilote de Ligne	Officier Mécanicien Navigant	Microphone d'ambiance	VHF, Interphone, Public Address	Observations
43 min 26,2 s	97616,7				Bruit de sélecteur		Réduction manette ou coupure robinet HP
43 min 26,8 s	97617,3				Fin sonnerie		
43 min 27,2 s 43 min 27,5 s 43 min 28,2 s	97617,7 97618 97618,7		attention le badin le badin le badin		Bruit de sélecteur Gong		Mouvement des trims automatiques
43 min 28,7 s 43 min 29,3 s 43 min 30,0 s	97619,2 97619,8 97620,5	 train sur rentré			Bruit de sélecteur	(?) ça brûle bien et je suis pas sûr que ça vienne du moteur	Poignée coupe-feu activée
43 min 31,6 s 43 min 32,0 s 43 min 32,6 s	97622,1 97622,5 97623,1			le train	 Alarme détection fumée toilette	Ctl : quarante-cinq quatre-vingt-dix vous avez de fortes flammes derrière vous	
43 min 34,5 s	97625					Début réception d'un Middle Marker	
43 min 34,7 s	97625,2		➪ oui bien reçu				
43 min 35,5 s	97626			le train (Jean)			
43 min 37,0 s	97627,5				Gong		
43 min 37,3 s 43 min 37,7 s 43 min 38,4 s	97627,8 97628,2 97628,9		non	train	Bruit Bruit	Ctl : donc faite à votre convenance vous avez la priorité pour le retour sur le terrain	
43 min 39,0 s	97629,5	train rentre					

Temps CVR UTC	Temps FDR	Commandant de Bord	Officier Pilote de Ligne	Officier Mécanicien Navigant	Microphone d'ambiance	VHF, Interphone, Public Address	Observations
43 min 41,2 s	97631,7		➪ bien reçu				
43 min 42,3 s	97632,8				Sonnerie		Alarme feu
43 min 43,0 s	97633,5				Gong		
43 min 44,7 s	97635,2				Trois bruits de sélecteur		Percussion de l'extincteur avec le bouton first shot
43 min 45,6 s	97636,1		(j'essaye)	je percute			
43 min 46,3 s	97636,8	(est-ce que) tu coupes le réacteur deux là			Fin alarme détection fumée toilette		
43 min 48,2 s	97638,7			j'ai coupé			
43 min 49,3 s	97639,8					Fin réception Middle Marker	
43 min 49,9 s	97640,4		le badin				
43 min 53,0 s	97643,5				Bruit		
43 min 54,8 s	97645,3				Fin sonnerie		
43 min 56,7 s	97647,2		le train ne rentre pas				
43 min 58,6 s	97649,1				Sonnerie		Alarme feu
43 min 59,1 s	97649,6				VS : whoop whoop pull up		Alarme GPWS
43 min 59,4 s	97649,9				Gong		
44 min 00,6 s	97651,1				VS : whoop whoop pull up		Alarme GPWS
44 min 00,7 s	97651,2		le badin				

Temps CVR UTC	Temps FDR	Commandant de Bord	Officier Pilote de Ligne	Officier Mécanicien Navigant	Microphone d'ambiance	VHF, Interphone, Public Address	Observations
44 min 02,0 s	97652,5				VS : whoop whoop pull up		Alarme GPWS
44 min 03,0 s	97653,5					PL : De Gaulle tour du pompier leader	
44 min 05,2 s	97655,7					Ctl : Pompier leader euh... le Concorde je ne connais pas ses intentions mettez vous en position près du doublet sud	
44 min 10,5 s	97661				Bruit de sélecteur		
44 min 12,0 s	97662,5	(*)					
44 min 13,2 s 44 min 14,6 s 44 min 16,5 s	97663,7 97665,1 97667	(trop tard)	Le Bourget Le Bourget			PL : De Gaulle tour du pompier leader l'autorisation pour pénétrer sur la vingt-six droite	
44 min 18,1 s 44 min 19,8 s	97668,6 97670,3	(pas l'temps non)				Ctl : Pompier leader correction le concorde retourne sur la piste zéro neuf en sens inverse	
44 min 22,8 s	97673,3		➪ Négatif on essaye Le Bourget				
44 min 24,7 s	97675,2				Bruit de sélecteur		
44 min 25,1 s	97675,6				Bruit de sélecteur		
44 min 25,4 s	97675,9				Bruit de sélecteur		

Temps CVR UTC	Temps FDR	Commandant de Bord	Officier Pilote de Ligne	Officier Mécanicien Navigant	Microphone d'ambiance	VHF, Interphone, Public Address	Observations
44 min 26,2 s	97676,7				Bruit de sélecteur		
44 min 26,4 s	97676,9		(non)			PL : De Gaulle tour du pompier leader vous pouvez me donner la situation du Concorde là	
44 min 26,6 s	97677,1				Gong		
44 min 27,0 s	97677,5				Gong et bruit de sélecteur		
44 min 27,5 s	97678				Bruit de sélecteur et début de mouvement d'objets en poste		
44 min 29,0 s	97679,5	(*)					Ces sons font penser à des bruits d'effort
44 min 30,0 s	97680,5	(*)					
44 min 30,7 s	97681,2	(*)					
14 h 44 min 31,6 s	97682,1	FIN D'ENREGISTREMENT					

ANNEXE 3

Analyse des alarmes et bruits enregistrés par l'enregistreur phonique

Analyse des alarmes et bruits enregistrés par le CVR

1 Alarmes

- Fumée toilette

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

- Alarme feu

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

- Gongs

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

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

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

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

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

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

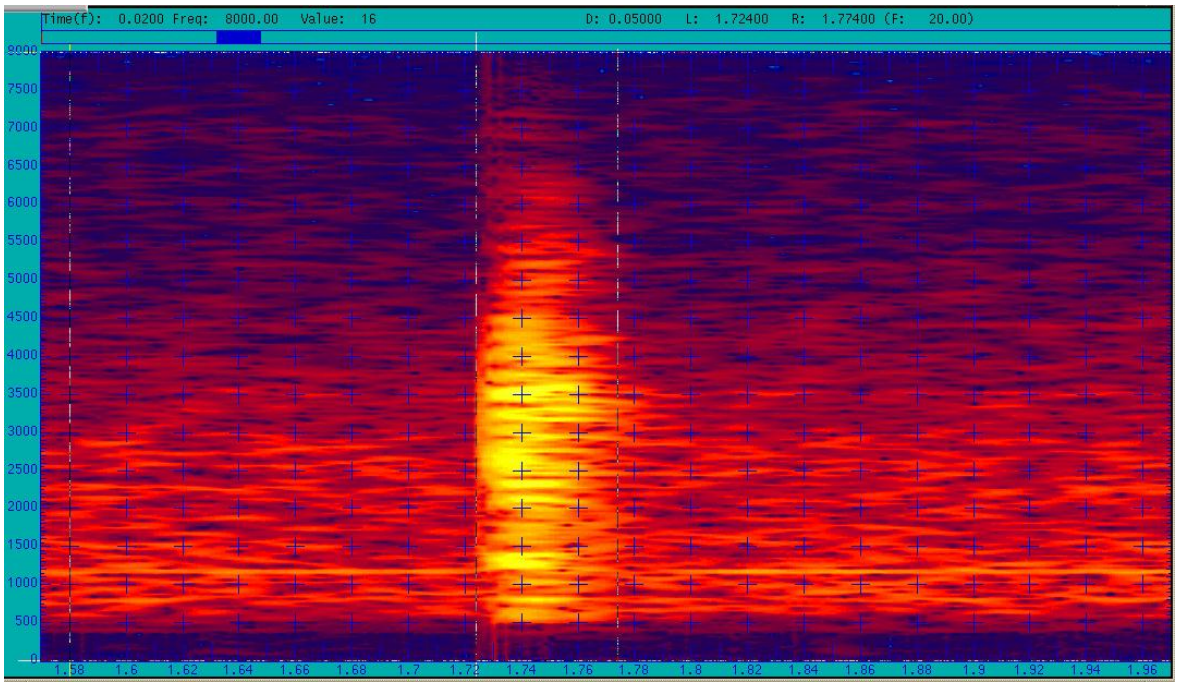
14 h 44 min 27 s : pas d'hypothèse retenue.

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

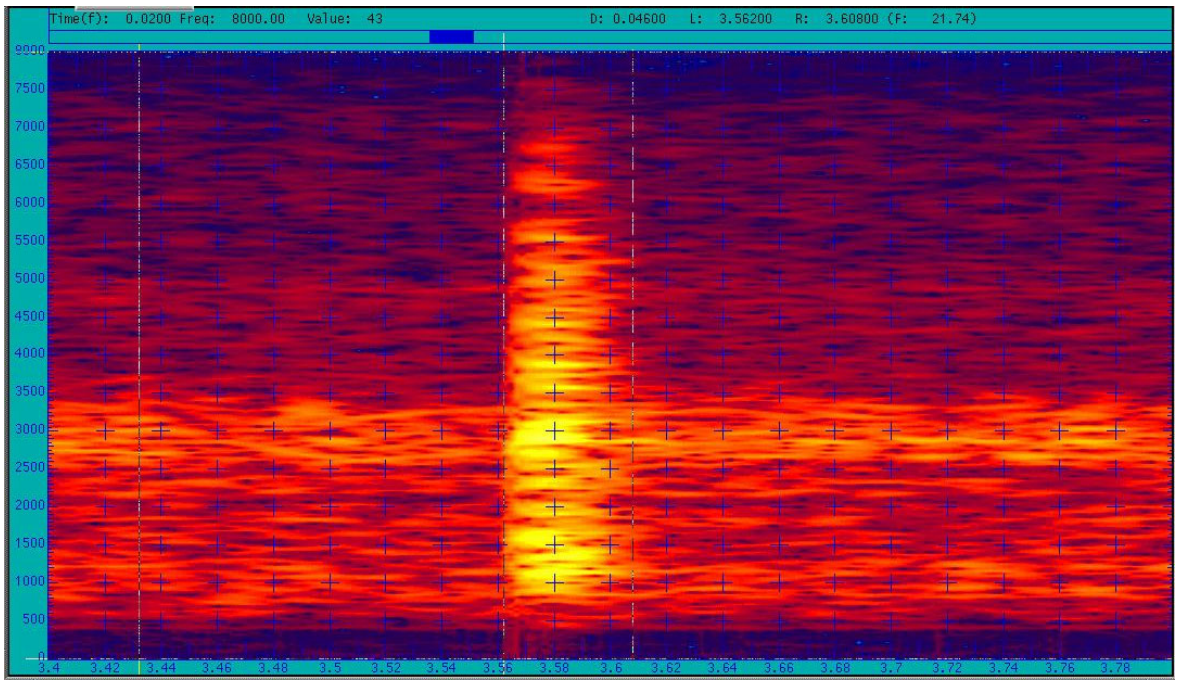
2 Bruits

- Bruit à 14 h 42 min 30,4 s

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



Bruit sur le F-BTSC



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

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

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

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

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

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

- Bruit à 14 h 42 min 55,1 s

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

- Bruit à 14 h 43 min 10,1 s

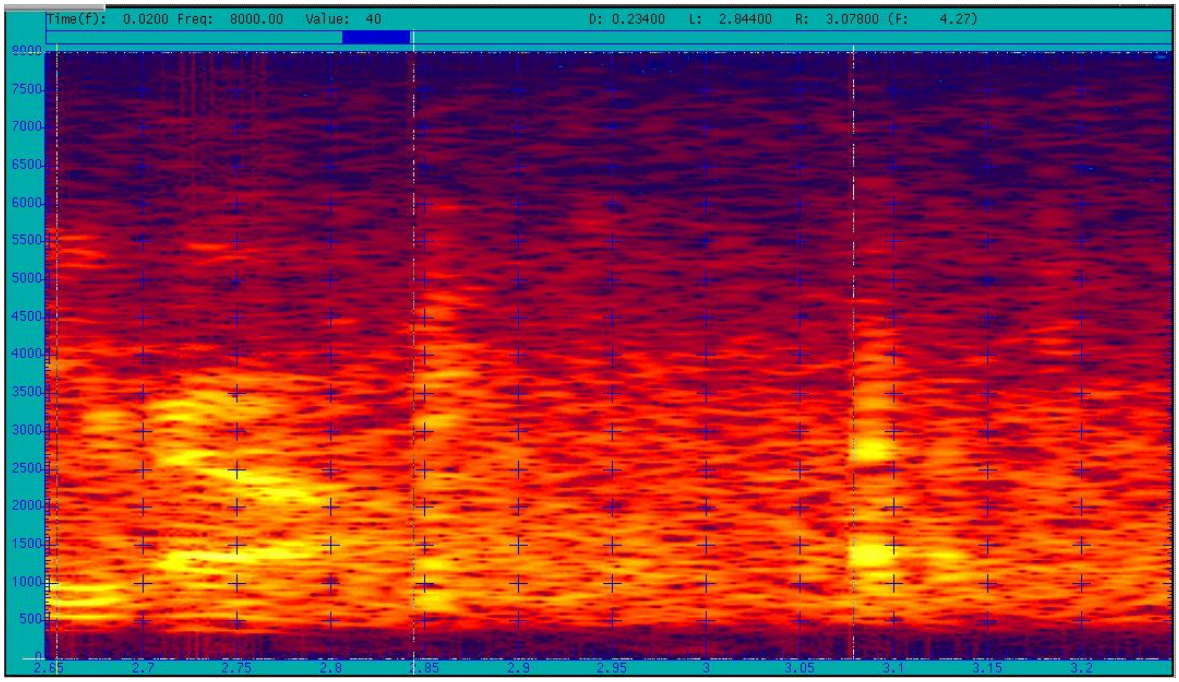
L'origine de ce bruit n'a pas été identifiée. Il est suivi d'un changement de bruit de fond qui n'a pas non plus pu être interprété.

- Bruit à 14 h 43 min 16,1 s

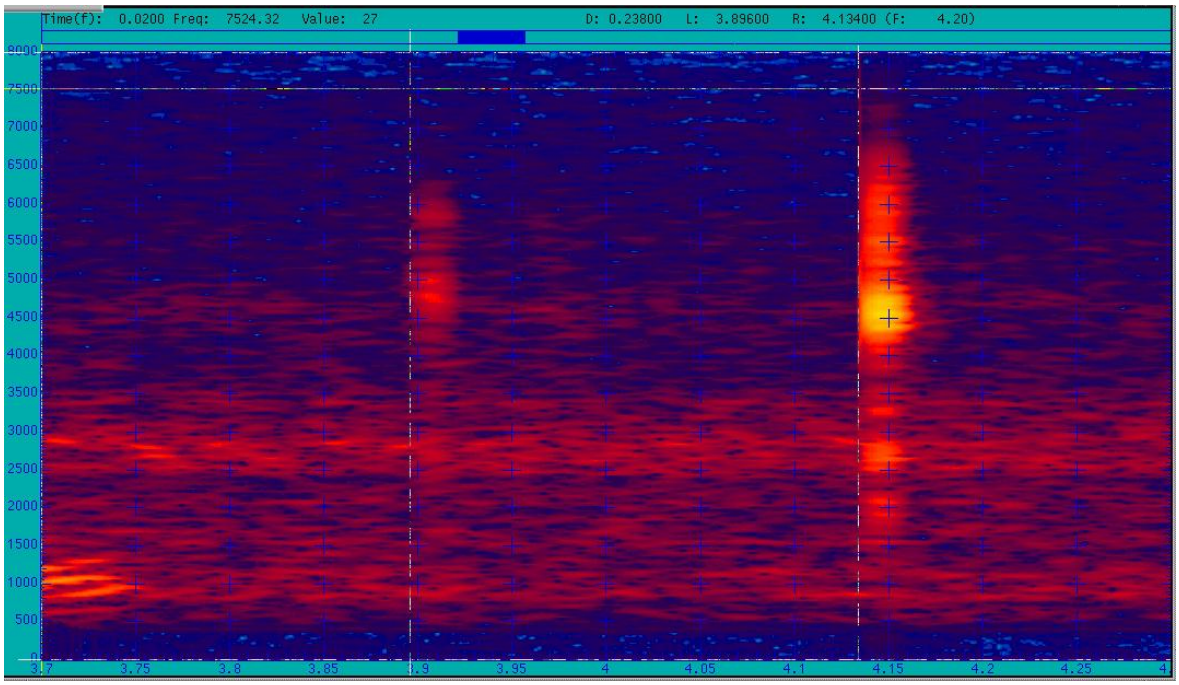
L'origine de ce bruit n'a pas été identifiée.

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

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



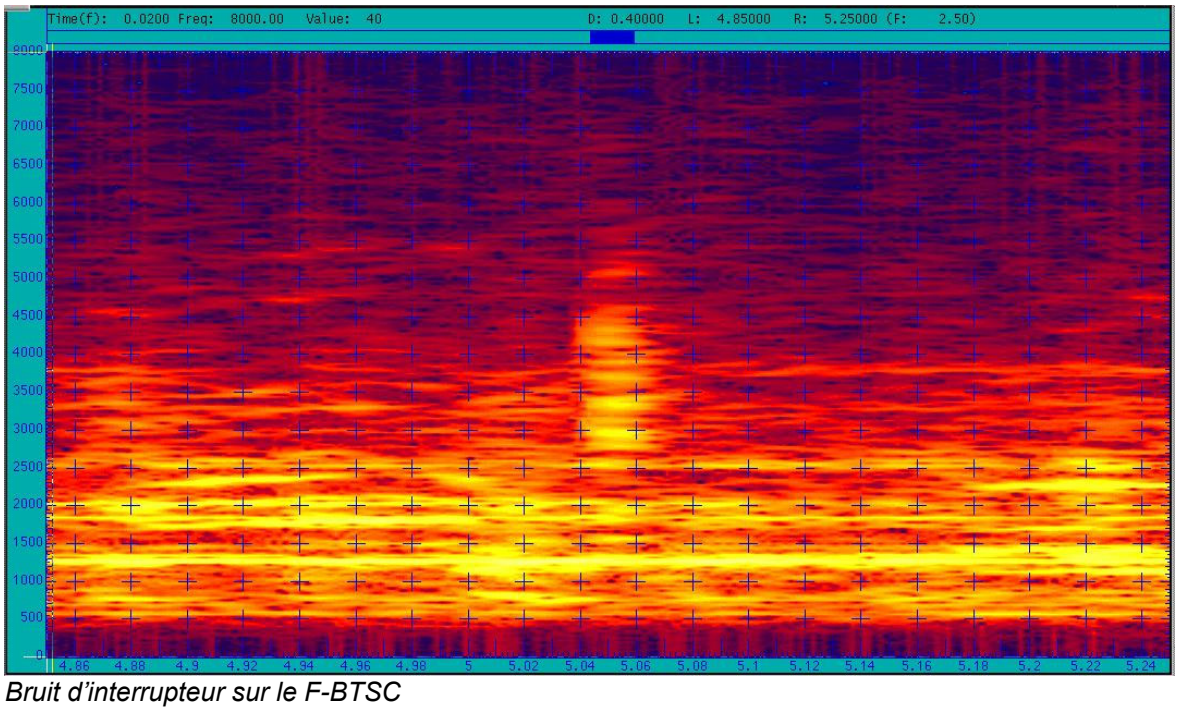
Bruit d'interrupteur sur le F-BTSC (234 ms)



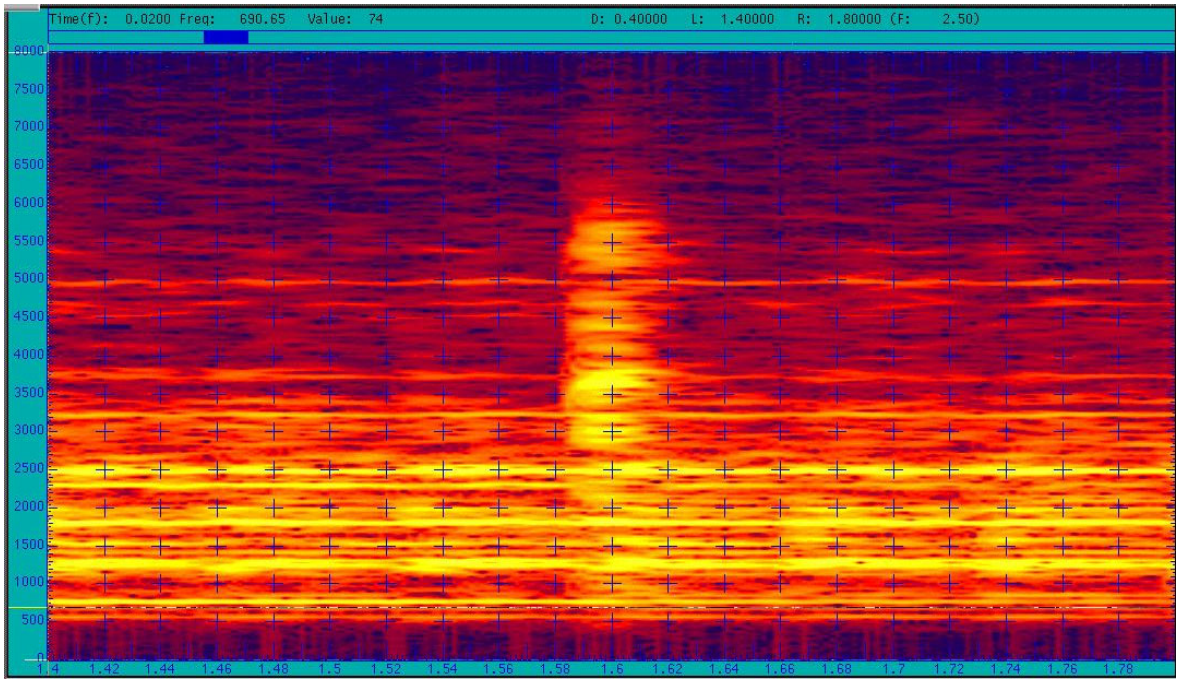
Bruit d'interrupteur sur le F-BTSD (238 ms)

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

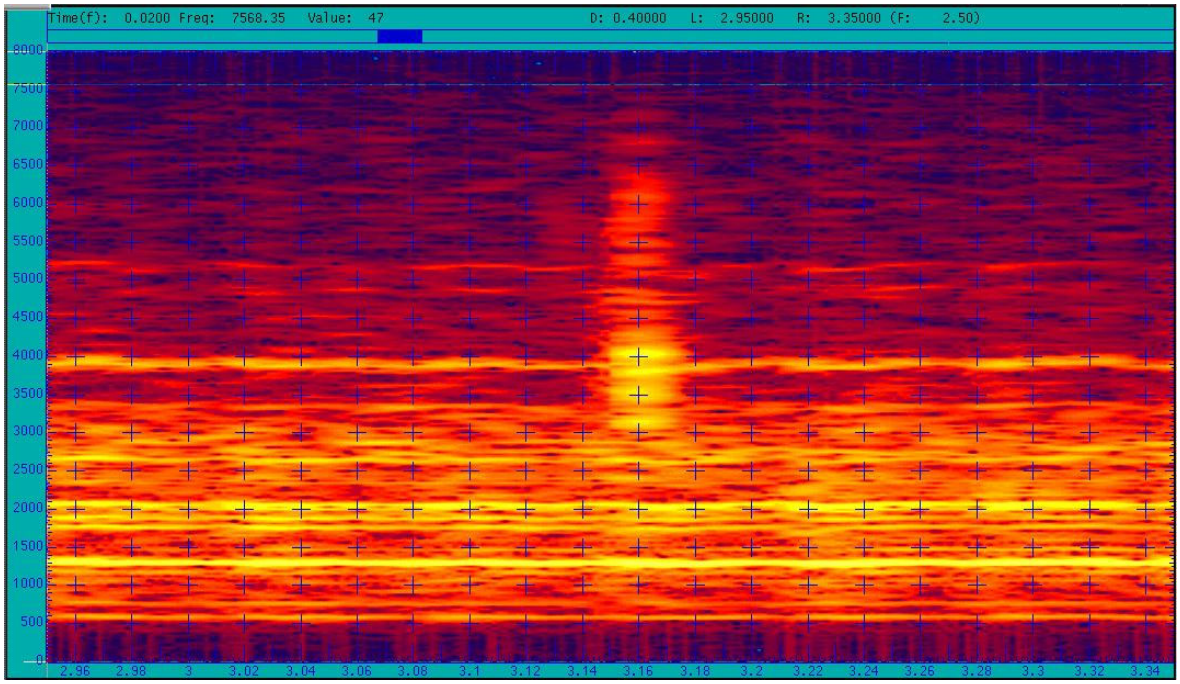
On constate sur le FDR une décroissance du régime moteur après ce bruit d'interrupteur. Quatre hypothèses existaient pour expliquer cette diminution de régime. La première était indépendante d'une action de l'équipage en poste, les trois autres étaient respectivement une action sur la manette, une coupure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



Bruit d'interrupteur sur le F-BTSC



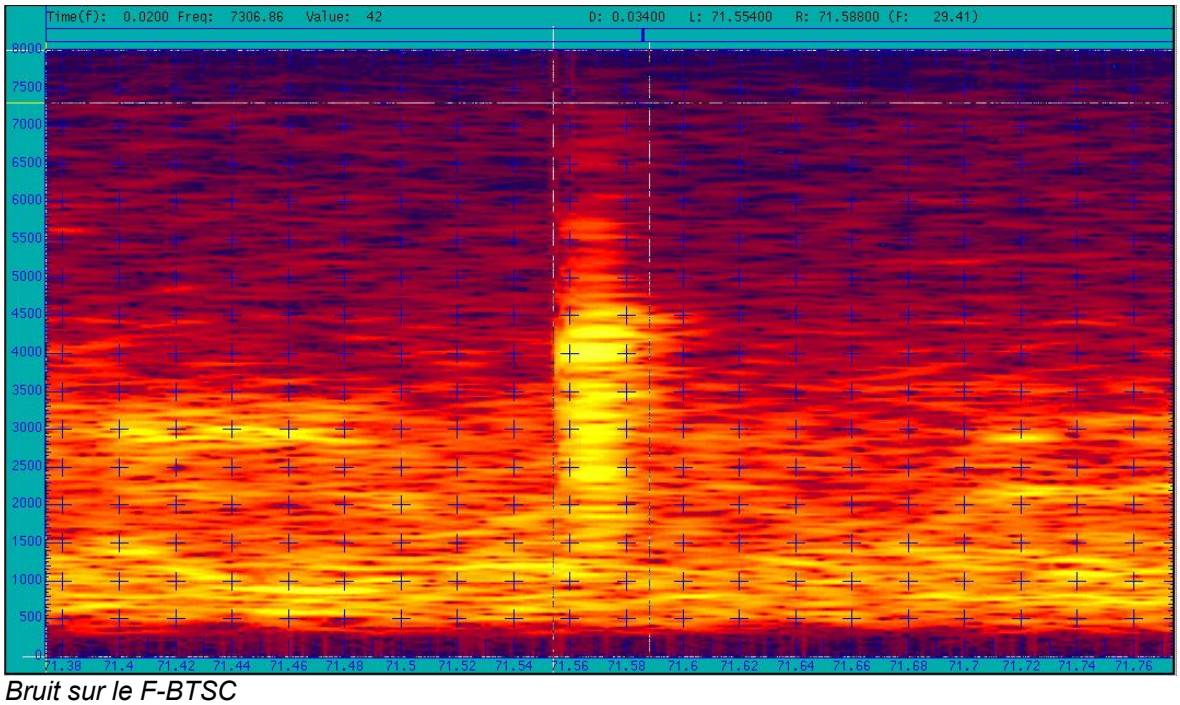
Déplacement de la manette vers la position ralenti sur le F-BTSD



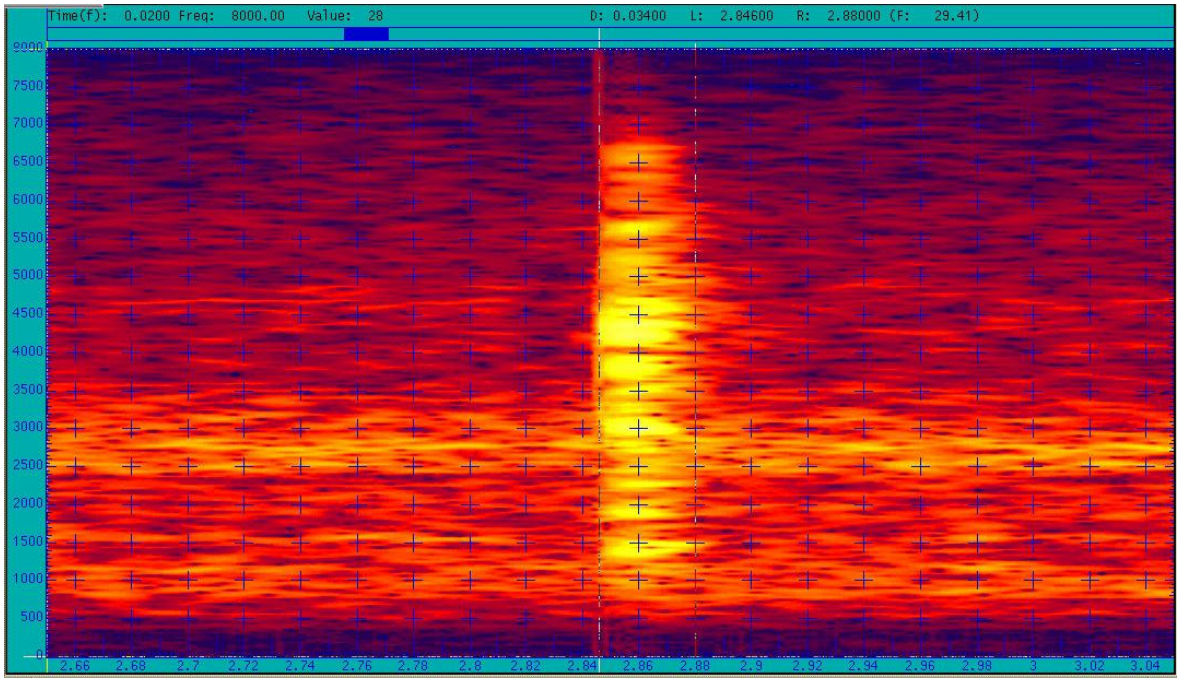
Coupure du robinet HP sur le F-BTSD

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

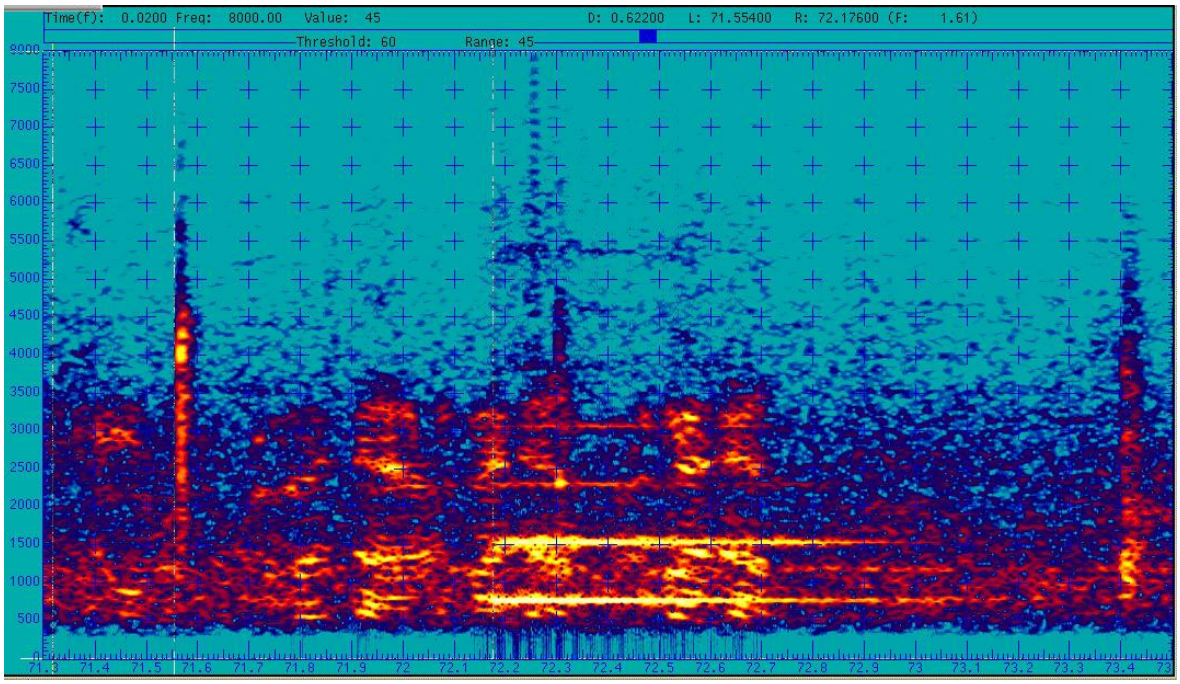
Plusieurs éléments ont permis d'identifier le basculement automatique des palettes des trims électriques de tangage : des pics d'énergie approximativement aux mêmes fréquences, la durée du signal puis le temps entre le bruit d'interrupteur et l'apparition d'un gong, 0,7 à 0,8 s plus tard. Les analyses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



Bruit sur le F-BTSC



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



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

- Bruit d'interrupteur à 14 h 43 min 29,3 s

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

- Bruit à 14 h 43 min 37,3 s

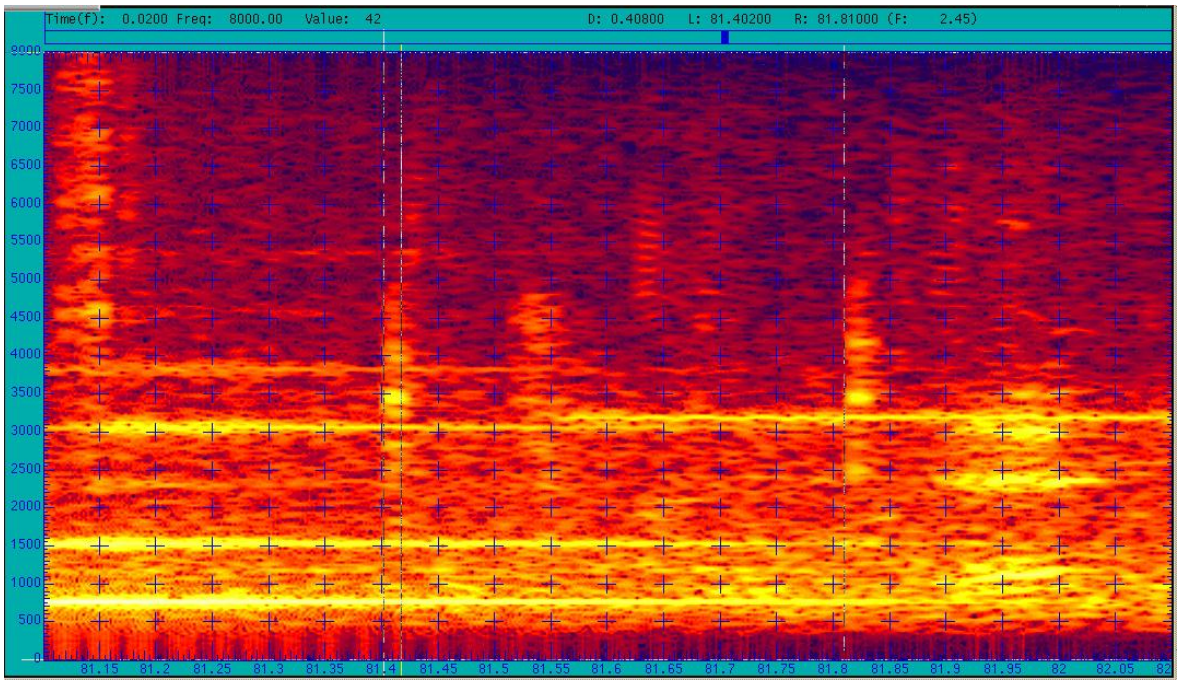
L'origine de ce bruit n'a pas été identifiée.

- Bruit à 14 h 43 min 38,4 s

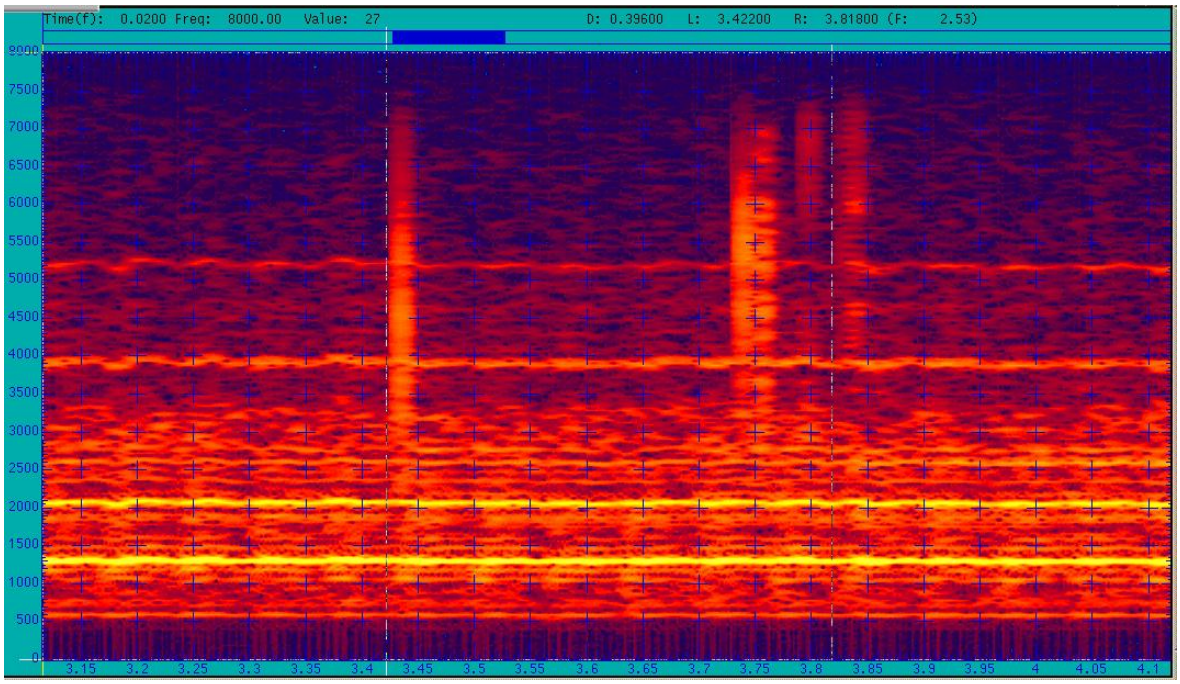
L'origine de ce bruit n'a pas été identifiée.

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

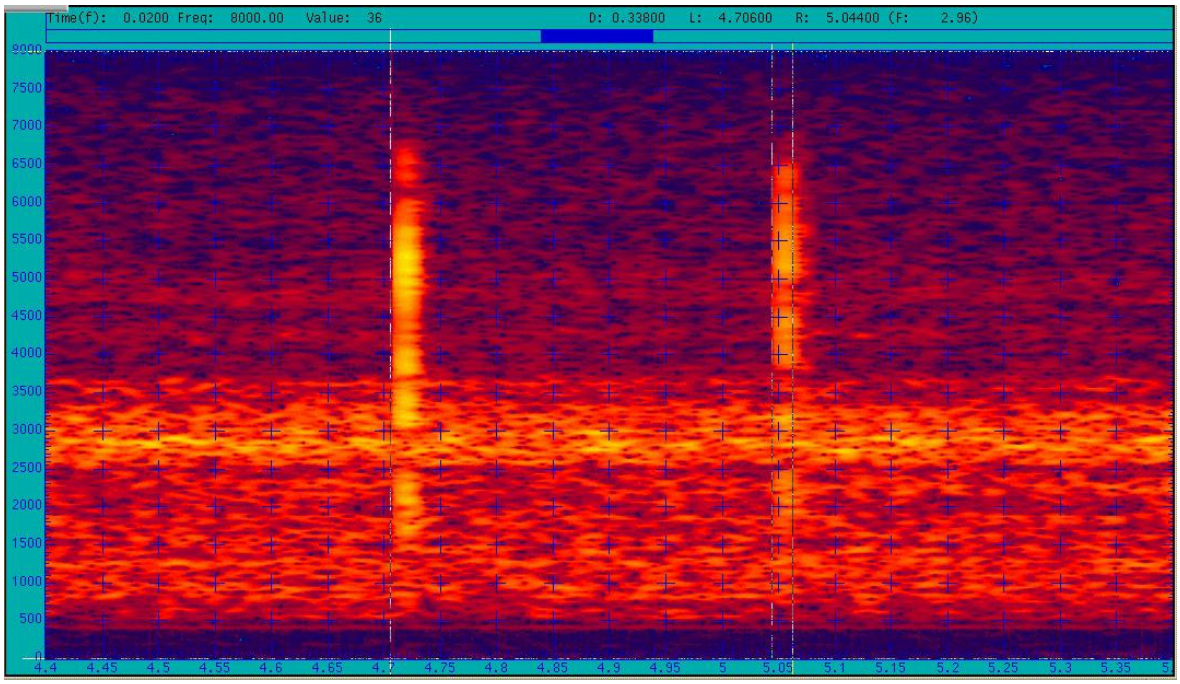
Ce bruit est similaire à l'activation du bouton poussoir « first shot » qui correspond à la percussion des extincteurs dans les moteurs. Cette action ne peut être effectuée que si la poignée coupe-feu a été tirée. La cadence entre les deux pics d'énergie qui composent le bruit est caractéristique de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



Bruit sur le F-BTSC (408 ms)



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



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

- Bruit à 14 h 43 min 53,0 s

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

- Bruit à 14 h 44 min 10,5 s

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

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

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

ANNEXE 4

Graphes des paramètres enregistrés

F-BTSC

Concorde, Air France — *Le 25/07/2000 à Gonesse*

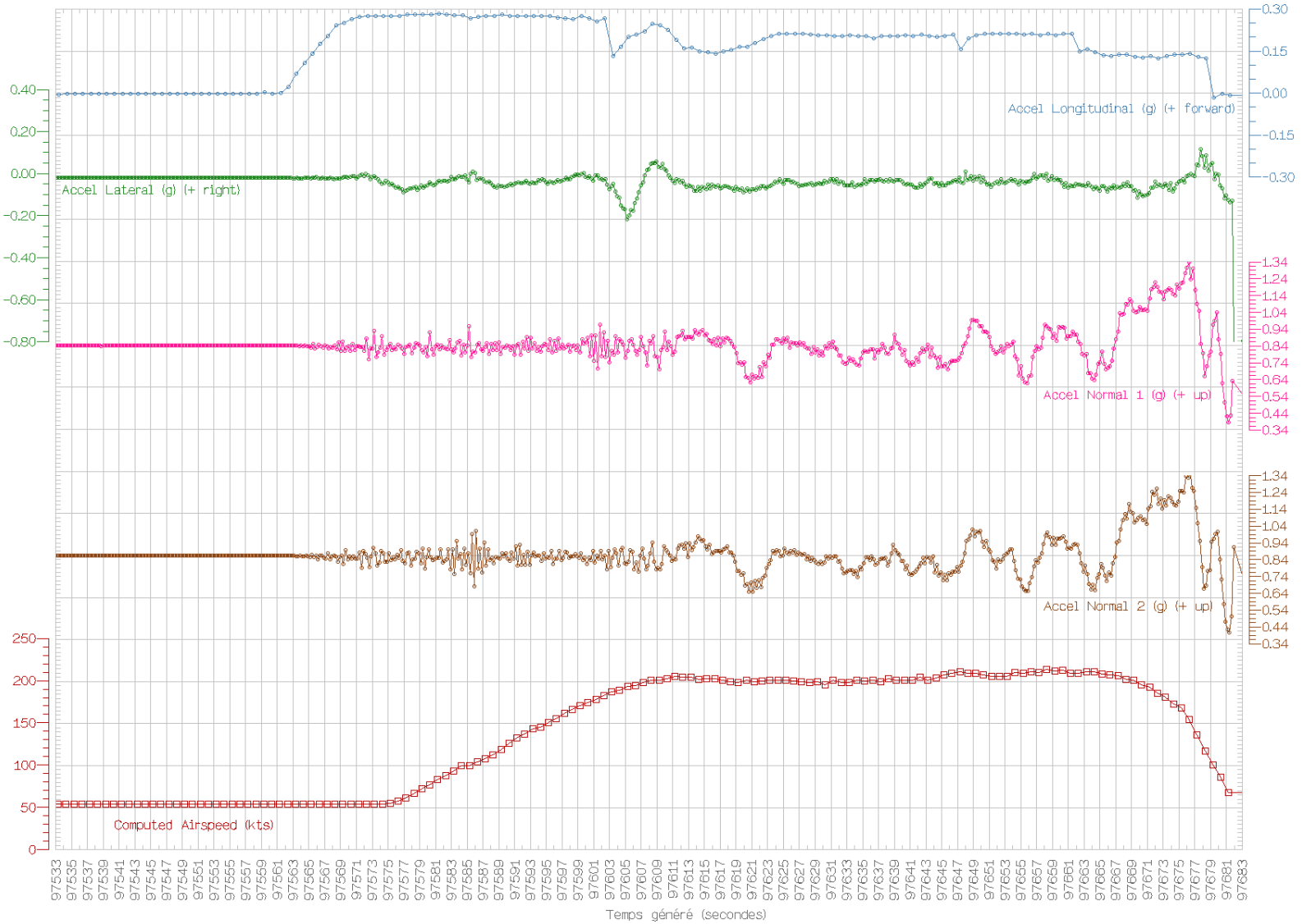


Planche 1: Accelerations/Evénement

Laboratoires du Bureau Enquêtes-Accidents

F-BTSC

Concorde, Air France — Le 25/07/2000 à Gonesse

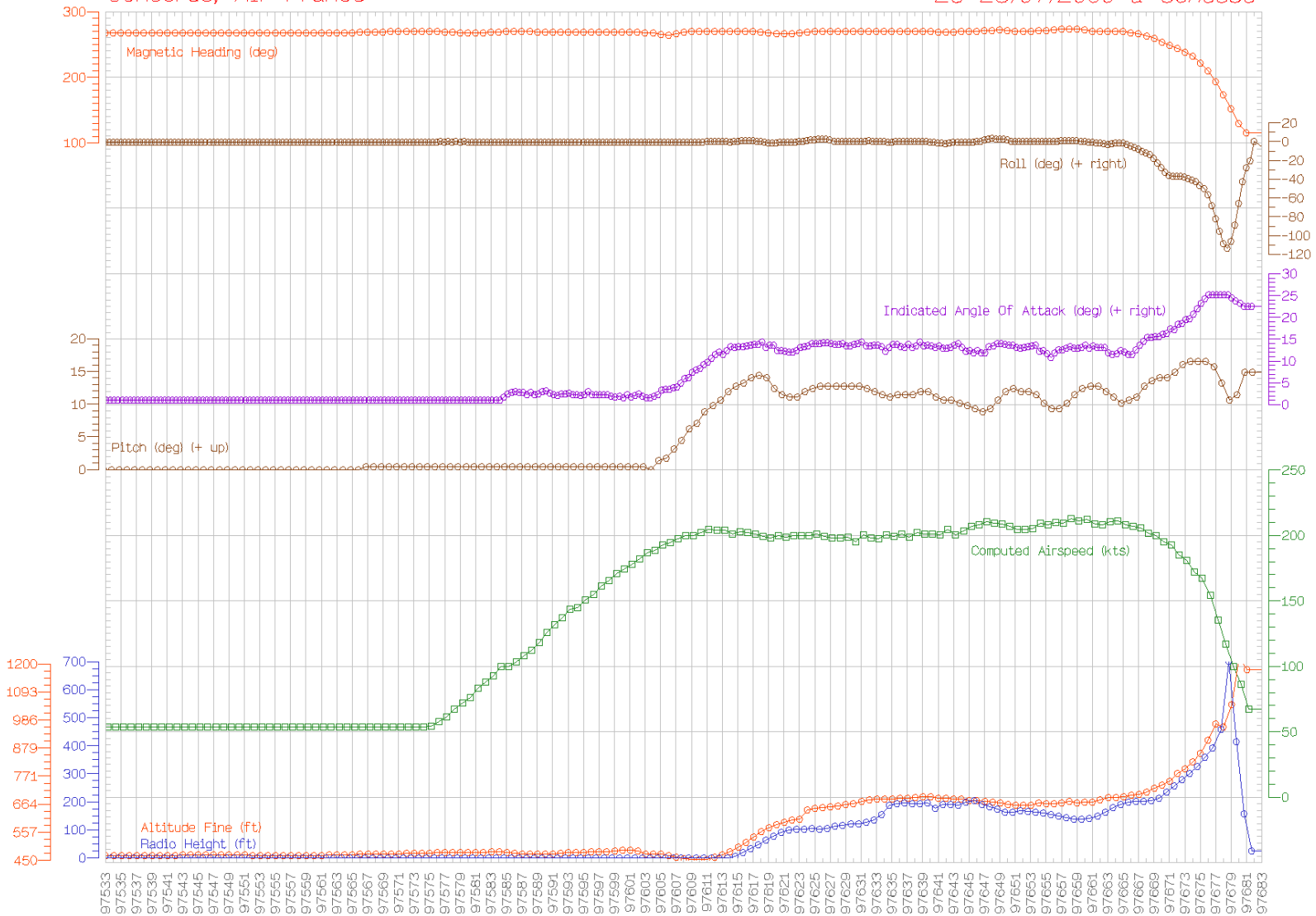


Planche 2 : Attitudes/Evénement

Laboratoires du Bureau Enquêtes-Accidents

F-BTSC

Concorde, Air France

Le 25/07/2000 à Gonesse

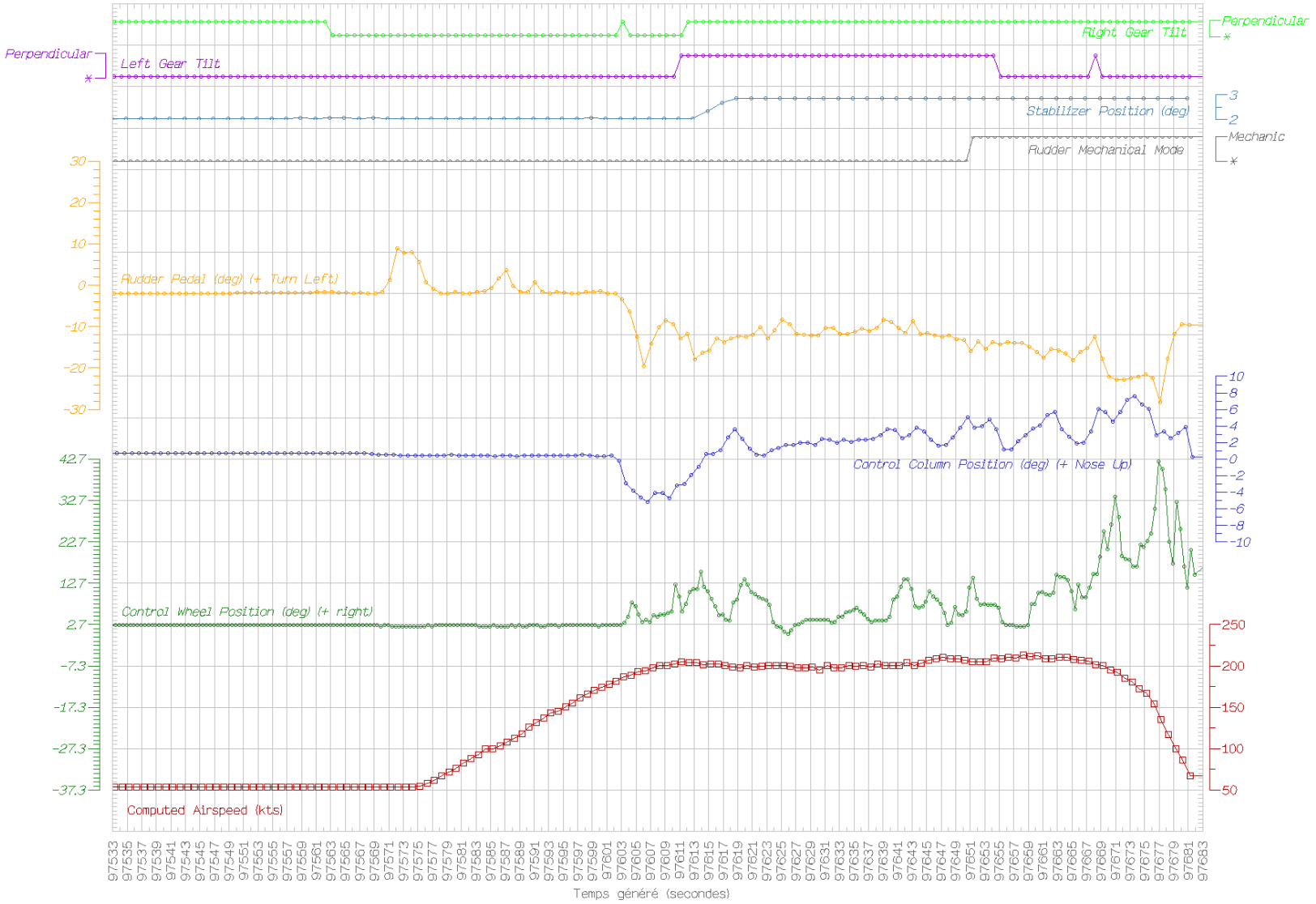


Planche 3 : Commandes/Evénement

Laboratoires du Bureau Enquêtes-Accidents

F-BTSC

Concorde, Air France

Le 25/07/2000 à Gonesse

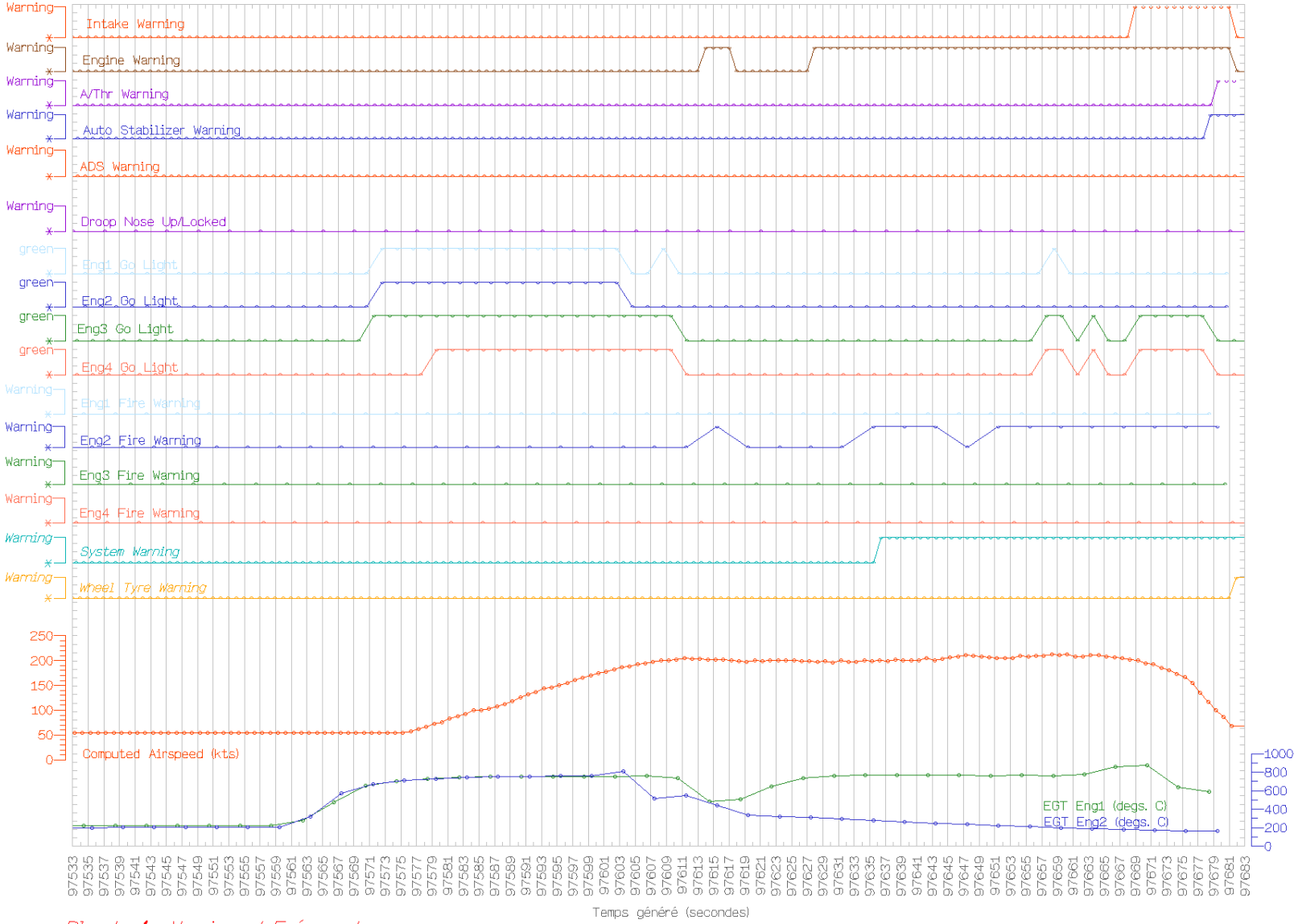


Planche 4 : Warnings / Evénement

Laboratoires du Bureau Enquêtes-Accidents

F-BTSC

Concorde, Air France

Le 25/07/2000 à Gonesse

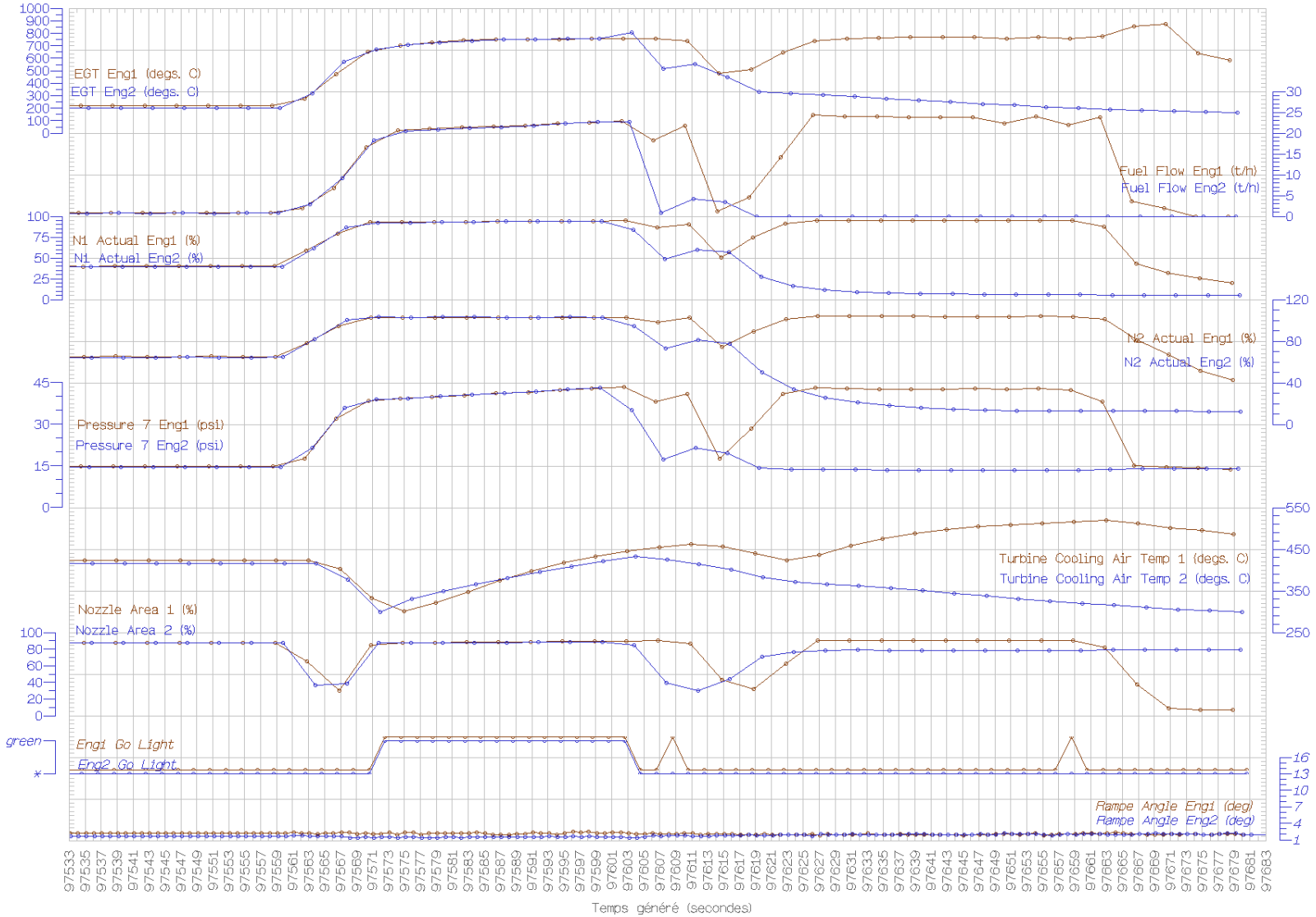


Planche 5 : Moteurs 1&2 / Evénement

Laboratoires du Bureau Enquêtes-Accidents

F-BTSC

Concorde, Air France

Le 25/07/2000 à Gonesse

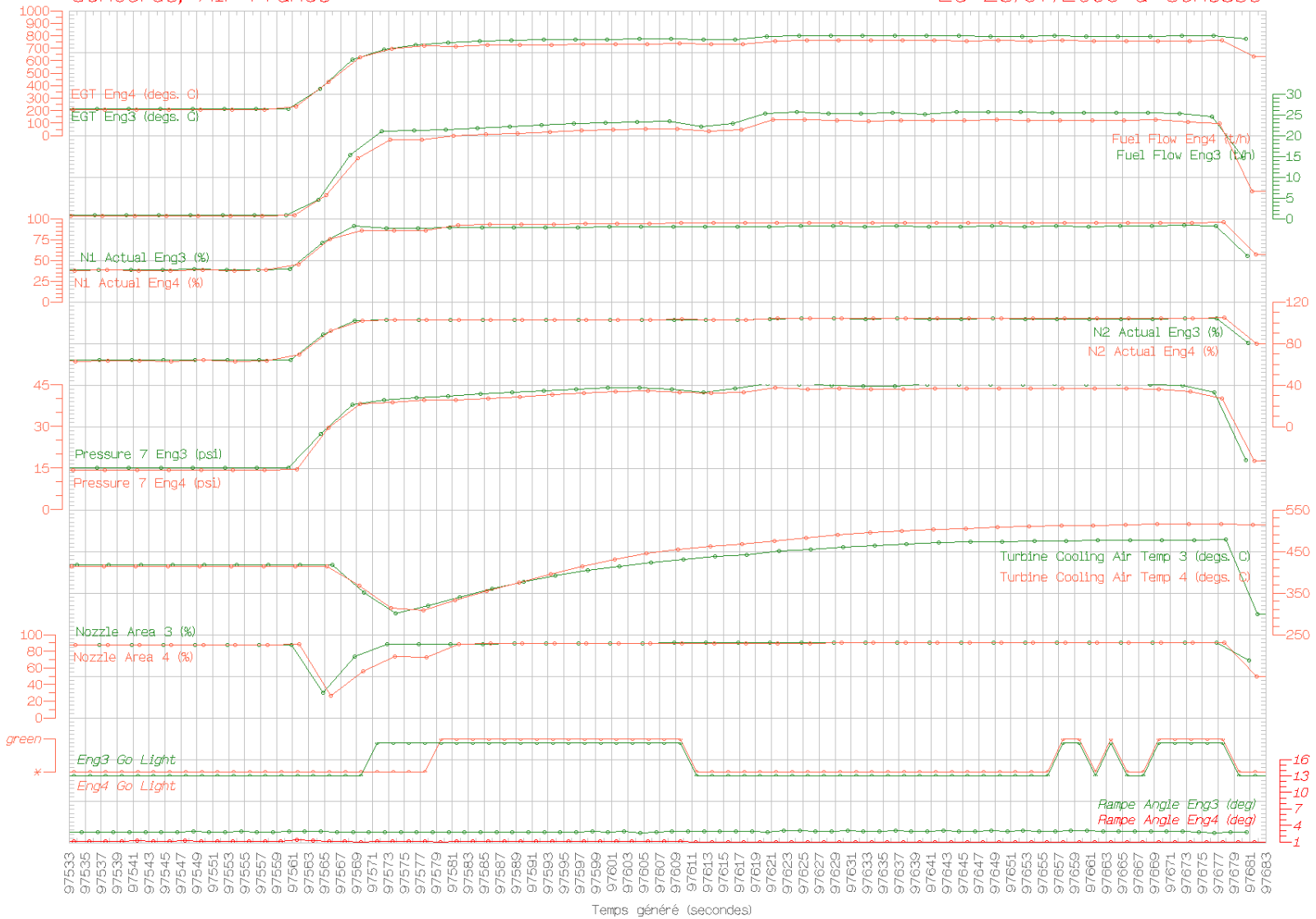


Planche 6 : Moteurs 3&4 / Evénement

Laboratoires du Bureau Enquêtes-Accidents

ANNEXE 5 ÉVÉNEMENTS ANTÉRIEURS

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

An	Date	Immat.	Lieu	Circonst.	Événement	Cause	Phase	Dommages
1981	19/02/81	F-BTSD	Washington	Éclatement pneu 2	Éclatement	FOD	Décollage	GTR1 & 2 remplacés
1981	13/07/81	F-BVFF	Paris	Déchapage pneu 5	Déchapage	FOD	Décollage	GTR2 et train
1981	09/08/81	G-BOAG	New York	Éclatement Pneus 1 et 2	Éclatement		Décollage	Impacts aile Réservoir 5 perforé Hydraulique Elevon GTR 1/2/3
1981	20/09/81	G-BOAD	New York	Eclatement pneu 6	Eclatement		Décollage	Impacts fuselage servovalve frein endommagée GTR 2 Déflecteur
1981	14/12/81	G-BOAC	Londres	Éclatement pneus 1 et 2	Éclatement	FOD	Décollage	Hydraulique jaune GTR 1/2 Déflecteur
1981	26/12/81	G-BOAE	New York	Dégonflage pneu 2	Dégonflage		Roulage	pas d'autres dégâts
1982	30/04/82	G-BOAF	Londres	Dégonflage pneu 4	Dégonflage	FOD	Roulage	pas d'autres dégâts
1982	03/06/82	F-BVFB	Paris	Éclatement pneu 6	Éclatement		Atterrissage	hydraulique et train
1982	04/08/82	F-BVFB		Éclatement pneu 4	Éclatement		Roulage	
1982	19/09/82	F-BTSC		Éclatement pneu 4	Éclatement		Roulage	
1983	09/05/83	F-BVFB	New York	Éclatement pneu 1 ou 2	Éclatement	FOD	Roulage	2 roues remplacées
1984	08/03/84	G-BOAC	New York	Éclatement pneu 2	Éclatement		Décollage	Impacts aile GTR 2 Déflecteur
1984	29/04/84	G-BOAE	Londres	Dégonflage pneu 8	Dégonflage	Usure système de freinage	Atterrissage	pas d'autres dégâts
1984	11/07/84	G-BOAD	Londres	Éclatement pneu 1	Éclatement		Atterrissage	Freins Déflecteur
1984	14/08/84	G-BOAA	Londres	Éclatement pneu 4	Éclatement		Roulage	Déflecteur
1985	20/02/85	F-BVFF	New York	Éclatement pneu 8	Éclatement	Servovalve	Atterrissage	Hydraulique frein et train
1985	27/02/85	G-BOAE	New York	Déchapage pneu 4 et 8	Déchapage		Roulage	
1985	14/11/85	G-BOAE	Londres	Éclatement pneu 7	Éclatement		Atterrissage	feu hydraulique
1985	15/11/85	G-BOAB	Londres	Éclatement pneu 5	Éclatement	FOD	Décollage	Impacts fuselage, dommages porte de train Réservoir 5 perforé GTR 1 et 2 Déflecteur+I67
1986	18/05/86	F-BVFB	Paris	Éclatement pneu 5	Éclatement	FOD	Roulage	pas d'autres dommages
1987	11/08/87	G-BOAC	New York	Éclatement pneus 1,2,4,5,6 et 8	Éclatement	Système de freinage	Atterrissage	Impacts aile GTR 3 Trappes de train Déflecteur Fan freins

An	Date	Immat.	Lieu	Circonst.	Événement	Cause	Phase	Dommages
1987	10/09/87	F-BTSD	New York	Dégonflage pneu 8	Dégonflage	FOD	Décollage	pas d'autres dommages
1988	29/01/88	G-BOAF	Londres	Dégonflage pneu 3	Dégonflage	Perte boulons de roue.	Décollage	Impacts aile Réservoir 7 endommagé
1988	09/03/88	G-BOAC	Londres	Éclatement pneu 5	Éclatement	Système de freinage	Atterrissage	Hydraulique
1988	10/04/88	F-BTSD	New York	Déchapage pneu 7	Déchapage	FOD	Décollage	Hydraulique frein
1990	14/08/90	F-BVFA	Paris	Éclatement pneu 5	Éclatement	FOD	Roulage	pas d'autres dommages
1992	13/02/92	G-BOAG	Londres	Déchapage pneu 7	Déchapage		Décollage	Déflecteur
1992	27/03/92	F-BTSC	New York	Éclatement pneu 1	Éclatement	FOD	Décollage	pas d'autres dommages
1992	04/09/92	F-BVFF	New York	Dégonflage pneu 4	Dégonflage	FOD	Roulage	roue
1993	16/01/93	F-BVFF	Paris	Déchapage pneus 7 et 8	Déchapage	FOD	Décollage	Carénage servovalve train principal droit Biellette vérin train principal droit Trace pneu sur entrée d'air GTR3 Déflecteur roue 8 Carénage jonction aile
1993	15/07/93	G-BOAF	Londres	Éclatement pneu 4	Éclatement	Blocage système de freinage	Atterrissage	Impacts aile Réservoir 8 perforé Hydraulique vert GTR 3 Déflecteur
1993	28/07/93	F-BVFC	New York	Déchapage pneu 2	Déchapage	Servovalve	Atterrissage	tuyauterie frein 2
1993	25/10/93	G-BOAB	Londres	Éclatement pneu 2	Éclatement	Blocage système de freinage	Roulage	Impacts aile Déflecteur Réservoir 1 perforé
1995	21/07/95	G-BOAB	Londres	Éclatement pneu 2	Éclatement		Roulage	Fuite hydraulique
1998	22/07/98	F-BVFF	Paris	Éclatement pneu 8	Éclatement	Servovalve	Roulage	pas d'autres dommages
1998	28/08/98	G-BOAE	New York	Dégonflage pneu 3	Dégonflage	FOD	Roulage	pas d'autres dommages
2000	22/01/00	F-BVFF	New York	Éclatement pneu 4	Éclatement	Servovalve	Atterrissage	pas d'autres dommages
2000	13/06/00	G-BOAF	Londres	Éclatement pneu 6	Éclatement		Atterrissage	pas d'autres dommages
2000	14/07/00	G-BOAB	Londres	Éclatement pneu 1	Éclatement	FOD	Décollage	déflecteur

Analyse de la combustion observée sous l'aile gauche du Concorde F-BTSC accidenté à Gonesse le 25 juillet 2000

Rapport final

Mai 2001

Denis Veynante

Laboratoire E.M2.C.
CNRS et Ecole Centrale Paris
Grande Voie des Vignes
92295 Châtenay-Malabry Cedex
France

Luc Vervisch

UMR CNRS 6614 / CORIA
Institut National des Sciences Appliquées
de Rouen
Campus du Madrillet
Avenue de l'Université - BP 8
76801 Saint Etienne du Rouvray Cedex
France

Résumé

Cette note analyse les mécanismes d'allumage et de stabilisation de la flamme turbulente observée sous l'aile gauche du Concorde F-BTSC accidenté à Gonesse le 25 juillet 2000. Cette étude s'appuie notamment sur les faits relatés dans les rapports du Bureau-Enquêtes-Accidents (*Accident survenu le 25 juillet 2000 au lieu-dit La Patte d'Oie de Gonesse (95) au Concorde immatriculé F-BTSC exploité par Air-France*, rapport préliminaire d'août 2000 et rapport d'étape de janvier 2001), sur des informations communiquées par le BEA, sur l'interrogation de quelques témoins privilégiés de l'accident et sur les propriétés connues des flammes turbulentes.

Trois points sont essentiellement discutés ici :

- Les mécanismes de stabilisation de la flamme turbulente accrochée sous l'aile de l'avion et nettement visible sur les photographies de l'avion lors de l'accident.
- L'estimation, au vu des caractéristiques de la flamme, du débit de combustible s'échappant par la fuite du réservoir No 5.
- Les mécanismes d'inflammation du kérosène, et plus particulièrement celui qui nous semble le plus plausible : l'inflammation au contact des gaz brûlés issus de la post-combustion des moteurs puis remontée de la flamme sous l'aile le long de la nacelle.

Certaines des données numériques utilisées sont extraites des rapports du BEA, tandis que d'autres ont dû être approximées afin de compléter l'analyse. Dans ce cas, les valeurs choisies sont toujours précisées pour permettre leur analyse critique. Les résultats numériques doivent donc être considérés avec beaucoup de précautions et donnent essentiellement des ordres de grandeur. Ils permettent toutefois de conclure sur la possibilité d'observer, en cas de fuite de kérosène sous l'aile delta du Concorde, les faits suivants :

1. L'ingestion de kérosène par les prises d'air secondaires de la nacelle moteurs, principalement celle qui alimente l'échangeur du climatiseur d'air de la cabine.
2. L'inflammation de ce kérosène à l'intérieur de la nacelle, au voisinage de la tuyère primaire du moteur, soit au contact des parois chaudes, soit par mélange avec les gaz issus de la réchauffe. Cette inflammation supprime le flux froid entourant en fonctionnement normal le jet chaud issu de la réchauffe.
3. Inflammation au niveau des paupières du kérosène s'écoulant à l'extérieur de la nacelle.
4. La remontée de la flamme dans les couches limites sous l'aile et le long de la nacelle, essentiellement dans les turbulences générées par le sillage du train d'atterrissage.
5. La stabilisation d'une flamme au niveau du puits et des fûts de train qui jouent alors le rôle d'un accroche-flamme.

Quelques variantes de ce scénario sont également brièvement discutées, en particulier la cause et le rôle possible du pompage du moteur 2. Enfin, une comparaison est effectuée avec l'accident survenu à Washington le 14 juin 1979 au Concorde F-BVFC. Dans ce dernier cas, où l'avion a pu revenir malgré les dommages subis, le débit de fuite de kérosène est connu mais s'avère de 10 à 20 fois inférieur à la situation de l'accident de Gonesse, ce qui explique qu'une grande flamme ne se soit pas développée.

Sommaire

1 Stabilisation et accrochage de la flamme **5**
- 1.1 Stabilisation d'une flamme dans un écoulement . . . 5
- 1.2 L'accident de Gonesse . . . 6

2 Estimation du débit de fuite du kérosène **9**
- 2.1 Modèle de Magnussen . . . 9
- 2.2 Modèle de Flamme Cohérente . . . 10
- 2.3 Estimation de la fuite à partir de la capacité du réservoir n^o 5 . . . 11
- 2.4 Commentaire : comparaison avec l'accident de Washington . . . 11
- 2.5 Conclusion . . . 12

3 Causes possibles d'initiation et développement de la flamme **14**
- 3.1 Les scénarii d'inflammation possibles . . . 14
- 3.2 Allumage par étincelle . . . 15
- 3.3 Allumage sur pompage moteur . . . 15
- 3.4 Inflammation par conduction thermique . . . 16
- 3.5 Inflammation par les moteurs (réchauffe). . . . 16

4 Inflammation par le jet de gaz brûlés issus de la réchauffe **18**
- 4.1 Introduction . . . 18
- 4.2 Ingestion de kérosène par l'ensemble nacelle-moteur et inflammation . . . 18
- 4.3 Remontée de la flamme vers l'avant de l'avion . . . 23
  - 4.3.1 Introduction . . . 23
  - 4.3.2 Remontée de flamme le long de la face externe de la nacelle . . . 23
  - 4.3.3 Remontée de la flamme entre nacelle et moteur . . . 25
  - 4.3.4 Remontée de la flamme sur pompage moteur . . . 25

5 Scénario probable de l'inflammation de l'avion **26**
- 5.1 Scénario de l'inflammation . . . 26
- 5.2 Enchainement et localisation des événements . . . 27

6 Remarques complémentaires **29**
- 6.1 Traces de suies sur la piste . . . 29
- 6.2 Dégats structuraux dus à la flamme . . . 29
- 6.3 Ingestion de gaz brûlés par le moteur . . . 30
- 6.4 Et si... . . . 30
  - 6.4.1 Rentrée du train d'atterrissage . . . 30
  - 6.4.2 Arrêt de l'avion avant décollage . . . 31

A Caractéristiques chimiques du kérosène **33**
- A.1 Réaction chimique . . . 33
- A.2 Energie dégagée par la réaction . . . 33
- A.3 Limites d'inflammabilité . . . 33
- A.4 Vitesse de flamme . . . 34
- A.5 Auto-inflammation . . . 35

B Inflammation d'un mélange kérosène/air par arc électrique **38**
B.1 Généralités 38
B.2 Commentaires relatifs à l'accident de Gonesse 40
B.3 Conclusions 44

C Expérience dite de la "flamme-pilote" (ONERA) **46**

D Couches limites - sillages **47**
D.1 Généralités sur les couches limites 47
D.2 Généralités sur les sillages 51
D.3 Concorde : une géométrie complexe 52
D.4 Perturbations de l'écoulement lors de l'accident de Gonesse 53
D.4.1 Perturbation de l'écoulement par le kérosène liquide 56
D.4.2 Perturbation de l'écoulement par la flamme 57

E Propagation d'une flamme dans un milieu partiellement prémélangé turbulent **60**

F Témoignages **63**
F.1 Introduction 63
F.2 Localisation des témoins 64
F.3 Témoignages 64
F.3.1 Pompier No 1 64
F.3.2 Pompier No 2 65
F.3.3 Pompier No 3 66
F.3.4 Témoin supplémentaire 66
F.4 Analyses - conclusions 67

G L'accident de Washington (14 juin 1979) **69**

H Exemples d'inflammation de kérosène par un moteur **73**
H.1 Inflammation d'une fuite de carburant sur un Fouga-Magister 73
H.2 Une figure de voltige : "zippo trick" 73

Références bibliographiques **76**

1 Stabilisation et accrochage de la flamme

Lors de l'accident du Concorde F-BTSC le 25 juillet dernier, une énorme flamme turbulente stable était accrochée sous l'aile de l'avion. Les mécanismes qui permettent l'accrochage et la stabilisation d'une telle flamme sont discutés ici en s'appuyant sur les photographies disponibles de l'événement. Cette discussion ne concerne que la situation de l'avion à ce moment là, c'est à dire depuis peu après le décollage et jusqu'au crash, sans préjuger des scénarii possibles pour expliquer l'initiation et le développement de la combustion qui seront discutés ultérieurement.

1.1 Stabilisation d'une flamme dans un écoulement

La stabilisation d'une flamme dans un écoulement n'est possible que selon certains mécanismes :

- *Propagation de la flamme vers l'amont d'un écoulement libre.* Dans le cas du Concorde, la vitesse relative de l'écoulement d'air est d'environ 100 m/s. La vitesse de propagation S_T d'une flamme turbulente parfaitement prémélangée (hypothèse permettant la meilleure propagation) peut, en première approximation, être estimée par :

$$\frac{S_T}{S_L} \approx 1 + \frac{u'}{S_L} \tag{1}$$

  où S_L est la vitesse de flamme laminaire, au maximum d'environ $S_L \approx 0.5\,m/s$ pour du kérosène parfaitement mélangé à de l'air en proportions stœchiométriques. u' mesure les fluctuations turbulentes de vitesse, dont l'ordre de grandeur est le dixième de la vitesse de l'écoulement ($u' \approx 10\,m/s$). Dans le cas le plus favorable, la vitesse de flamme turbulente S_T ne peut guère dépasser 10 m/s et ne permet pas à la flamme de soutenir un écoulement de 100 m/s.

- *Autoinflammation des réactifs.*[1] Ce mécanisme, rencontré dans le cas où l'un au moins des réactifs est chaud (plusieurs centaines de degrés Celsius) est sans objet ici car la température d'autoallumage du kérosène est de l'ordre de 240 ^oC.[2]

- *Stabilisation par point chaud ou "flamme-pilote".* Dans ce cas, les gaz frais sont continuellement allumés par une source de chaleur qui maintient ainsi la combustion. Si ce mécanisme aurait pu être évoqué dans le cas d'une flamme stabilisée accrochée au voisinage des tuyères des moteurs 1 et 2, il ne parait pas être en jeu pour la flamme stabilisée sous l'aile du Concorde.

- *Stabilisation en aval d'un obstacle.* Quand un obstacle est placé dans un écoulement, on observe le développement de turbulences avec des zones de recirculation. Dans cette configuration, l'écoulement peut localement avoir une direction opposée à celle de l'écoulement principal. Cette zone de recirculation permet l'accrochage d'une zone de combustion à travers deux mécanismes (figure 1) :

  - La recirculation génère une région de faibles vitesses. Quand ces vitesses sont de l'ordre de la vitesse de propagation d'une flamme turbulente, la flamme peut se propager en amont de l'écoulement vers l'obstacle et ainsi stabiliser la combustion.

[1] L'auto-inflammation doit être comprise ici comme un mécanisme de stabilisation de flamme où les réactifs sont continuellement allumés par un apport d'énergie provenant en général d'un des réactifs introduit chaud dans la zone de réaction. Elle ne préjuge évidemment pas du fait que la flamme ait pu être initiée par auto-inflammation avant de se stabiliser par un autre mécanisme (voir sections 3 et 4).

[2] Cette température d'autoinflammation correspond à la température à laquelle il faut porter un mélange stœchiométrique kérosène/air pour provoquer spontanément la combustion (voir Annexe A).

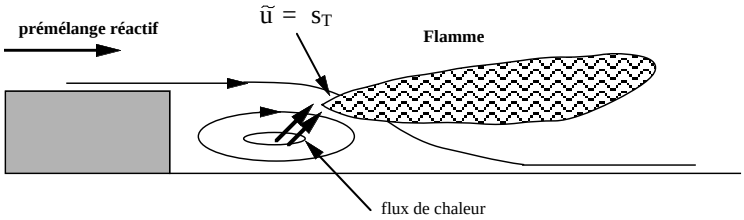


Figure 1: Stabilisation d'une flamme par une zone de recirculation.

– La zone de recirculation contient des gaz brûlés, elle agit donc comme un réservoir de gaz chauds, contribuant à l'allumage, légèrement en aval, du mélange combustible/comburant.

Ces deux mécanismes nous paraissent clairement en jeu dans l'accident de Gonesse, comme nous allons maintenant l'expliciter.

1.2 L'accident de Gonesse

Au vu des photographies de l'avion en feu (photographies Sygma, Fig. 2), de la géométrie du train principal du Concorde et de sa position sous l'aile, notamment au voisinage immédiat de la nacelle moteurs (Fig. 3 et photographies 37 et 38, § D.3), il nous parait évident que la flamme est accrochée dans le sillage des fûts du train d'atterrissage gauche, de part et d'autre du puits de logement du train et peut être même dans son voisinage. En effet, les fûts de train sont susceptibles de créer des zones de recirculation, surtout au voisinage du puits de train où ces fûts sont renforcés (environ 0.50 m de diamètre). Dans ces régions, les zones de vitesse lentes sont également favorisées par la présence de l'aile et du carénage des moteurs, générateurs de couches limites (zone de vitesse lente au voisinage des parois, Annexe D). La taille des zones de recirculation en aval d'un obstacle stabilisant une flamme peut atteindre 5 à 10 fois le diamètre de l'obstacle, c'est à dire ici jusqu'à environ 3 m.

Remarquons que des traces de stabilisation de la flamme ne sont pas nécessairement apparentes sur les fûts de train, d'une part car la flamme est stabilisée légèrement en aval, d'autre part car ils sont continuellement refroidis par l'écoulement amont. Il est, par contre, probable que si la rentrée du train avait été possible, la flamme aurait été soufflée, pour éventuellement se stabiliser plus en aval dans l'écoulement au voisinage des paupières du moteur. Ce point, spéculatif, est discuté plus en détail au paragraphe 6.4.1.

Un schéma illustrant la stabilisation de la flamme est proposé sur la figure 4.

Figure 2: Photographie de l'avion après le décollage. La flamme semble accrochée dans le sillage des fûts du train d'atterrissage gauche. Source : Agence Sygma.

Figure 3: Photographie d'un Concorde au décollage illustrant la géométrie des trains d'atterrissage. Source : http://www.airliners.net.

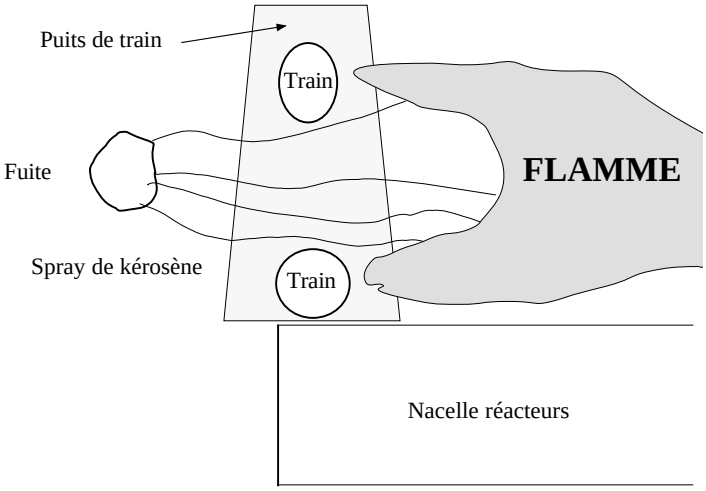


Figure 4: Schéma illustrant les mécanismes proposés pour expliquer la stabilisation d'une flamme turbulente sous l'aile du Concorde.

2 Estimation du débit de fuite du kérosène

L'objectif est ici d'estimer l'ordre de grandeur du débit de combustible nécessaire à l'alimentation de la flamme accrochée à l'avion lors de l'accident. Cette estimation ne peut être, bien sûr, que très approximative dans la mesure où un certain nombre de paramètres restent inconnus et qu'au vu de la très forte émission de suies constatée (flamme très jaune, fortes traces de suies sur la piste), la combustion du kérosène n'est clairement pas complète. L'estimation est conduite ici en utilisant plusieurs approches qui conduisent finalement à des résultats similaires. Les hypothèses faites sont à chaque fois précisées.

2.1 Modèle de Magnussen

Ce modèle est le plus simple développé pour décrire les taux de réaction pour les flammes turbulentes non-prémélangées, c'est à dire où les réactifs sont injectés séparément dans la zone de réaction. Le taux de réaction volumique du combustible est écrit :

$$\dot{m}_F = \alpha \overline{\rho} \frac{1}{\tau_t} \min\left(\widetilde{Y}_F, \frac{\widetilde{Y}_O}{s}, \beta \frac{\widetilde{Y}_P}{1+s}\right) \tag{2}$$

où α est une constante de l'ordre de l'unité, $\overline{\rho}$ la masse volumique moyenne des gaz, $\widetilde{Y}_F$, $\widetilde{Y}_O$ et $\widetilde{Y}_P$ sont respectivement les fractions massiques du combustible, de l'oxydant et des produits de combustion. β est une constante destinée à prendre en compte la nécessité de la présence de gaz brûlés pour apporter l'énergie nécessaire au maintien de la flamme. Le taux de réaction moyen est inversement proportionnel au temps caractéristique de la turbulence τ_t.

La combustion a lieu essentiellement au voisinage des valeurs stœchiométriques des fractions massiques de combustible et d'oxydant, soit environ $\widetilde{Y}_F \approx z_{st} = 0.063$ (Annexe A). Le taux de réaction maximal est donc :

$$\dot{m}_F^{max} \approx \alpha \overline{\rho} \frac{z_{st}}{\tau_t} \tag{3}$$

Le temps caractéristique de la turbulence τ_t peut être estimé à partir de $\tau_t \approx l_t/u'$ où u' correspond aux fluctuations de vitesse dues à la turbulence, considérées de l'ordre de 10 % de la vitesse de l'écoulement d'environ 100 m/s (vitesse de l'avion de 200 kt ou 360 km/h). L'échelle caractéristique l_t de l'écoulement est de l'ordre de 0.5 m à 1 m en se basant sur le diamètre du fût du train d'atterrissage ou la taille du carénage des moteurs. Pour

$$u' = 10\,m/s \quad ; \quad l_t = 0.5\,m \quad ; \quad \tau_t = 1/20\,s \quad ; \quad \alpha = 1 \quad ; \quad \overline{\rho} = 1\,kg/m^3 \tag{4}$$

Le taux de réaction maximal vaut $\dot{m}_F^{max} = 1.26\,kg/s/m^3$ (par unité de volume de flamme). Il faut maintenant estimer le volume de la flamme. Celle-ci est globalement conique, mais l'expérience montre que le taux de réaction total varie assez peu d'une section à l'autre. En effet, au fur et à mesure que la flamme se développe vers l'aval et s'agrandit, le temps caractéristique de la turbulence diminue. Le volume de flamme augmente mais correspond à un taux de réaction volumique plus faible. Si on considére une flamme de diamètre $D = 3\,m$, de longueur $L = 50\,m$ et d'épaisseur $e = 0.1\,m$, le taux de réaction total de combustible devient :

$$\boxed{\dot{m}_F^{tot} = \pi D L e \dot{m}_F^{max} \approx 60\,kg/s} \tag{5}$$

2.2 Modèle de Flamme Cohérente

Le principe de ce modèle est d'assimiler la flamme à une surface et d'écrire le taux de réaction total comme le produit de la surface de flamme S par le taux de réaction par unité de surface $\dot{\Omega}_F$:

$$\dot{m}_F^{tot} = \dot{\Omega}_F S \tag{6}$$

Le taux de réaction $\dot{\Omega}_F$ est estimé à partir du taux de réaction pour une flamme de diffusion laminaire plane étirée (Poinsot and Veynante 2001) :

$$\dot{\Omega}_F = \rho \frac{Y_F^0}{1 - z_{st}} \sqrt{\frac{\varepsilon_s \mathcal{D}}{2\pi}} \exp\left[- \left(\text{erf}^{-1} \left(\frac{\phi - 1}{\phi + 1} \right) \right)^2 \right] \tag{7}$$

où $\mathcal{D}$ désigne le coefficient de diffusion moléculaire, qui controle l'apport des réactifs à la zone de réaction pour une flamme de diffusion et ϕ le rapport stœchiométrique du mélange kérosène/air, défini à l'annexe A (Eq. 11 ; $\phi \approx 14.8$). erf^{-1} désigne la réciproque de la fonction d'erreur exponentielle erf.[3] ε_s est le taux d'étirement des éléments de flamme, c'est à dire le gradient de vitesse dans le plan de la flamme. L'estimation de cet étirement reste un point délicat faute d'informations précises. Il peut être pris égal à l'inverse du temps caractéristique de la turbulence τ_t ($\varepsilon_s \approx 1/\tau_t \approx 20\, s^{-1}$) ou estimé à partir du gradient de vitesse induit par l'écoulement sous l'aile : $\Delta U \approx 100\, m/s$ (écart de vitesse entre l'air et le kérosène s'écoulant de la fuite) pour une taille caractéristique $l_t \approx 0.5\, m$ ($\varepsilon_s \approx \Delta U / l_t \approx 200\, s^{-1}$), soit une fourchette :

$$20\, s^{-1} \leq \varepsilon_s \leq 200\, s^{-1} \tag{8}$$

Le facteur 10 entre les extrémités de la fourchette deviendra un facteur 3 sur le taux de réaction total (racine carrée dans l'expression 7).

La surface totale d'une flamme laminaire (c'est à dire plane et non-plissée) ayant le même encombrement que la flamme observée est estimée avec les mêmes valeurs que précédemment (3 m de diamètre, 50 m de long). La surface totale de flamme turbulente sera alors donnée par :

$$S = \pi D L \Xi = 470 \Xi\, m^2 \tag{9}$$

où Ξ est le plissement de la flamme, c'est à dire le rapport de la surface réelle de flamme à la surface de flamme laminaire. Ce plissement est également difficile à estimer. Les valeurs observées dans les flammes turbulentes sont généralement de l'ordre de 5 à 10. Le tableau 1 résume les différents résultats pour le taux de réaction total $\dot{m}_F^{tot}$ selon les paramètres retenus.

La variation de $\dot{m}_F^{tot}$ est grande ($4.2 \leq \dot{m}_F^{tot} \leq 200\, kg/s$), mais en se basant sur un plissement $\Xi = 5$ ($\Xi = 1$ est nettement sous estimé car il est clair que la flamme n'a pas la forme d'un cône lisse), valeur minimale raisonnable, le taux de réaction, et le débit de fuite du kérosène, est de l'ordre de plusieurs dizaines de kilogrammes par seconde.

[3] La fonction d'erreur exponentielle est définie par :

$$\text{erf}(\eta) = \frac{2}{\sqrt{\pi}} \int_0^\eta e^{-x^2}\, dx$$

Cette fonction est tabulée et figure dans les bibliothèques scientifiques des ordinateurs. Elle vérifie, en particulier :

$$\text{erf}(0) = 0 \quad ; \quad \text{erf}(+\infty) = 1 \quad ; \quad \text{erf}(-x) = -\text{erf}(x)$$

ε_s (s^{-1})	$\dot{\Omega}_F$ $(g/s/m^2)$	$\Xi = 1$	$\Xi = 5$	$\Xi = 10$	$\Xi = 15$
20	8.9	4.2 kg/s	21. kg/s	42. kg/s	63. kg/s
200	28.3	13. kg/s	66. kg/s	130. kg/s	200. kg/s

Tableau 1: Estimation du taux de réaction total $\dot{m}_F^{tot}$ selon les valeurs retenues pour l'étirement ε_s et le plissement Ξ. Le coefficient de diffusion moléculaire, identifié à celui de l'air est pris égal à $\mathcal{D} = 2.10^{-5}\, m^2/s$; $\rho \approx 1\, kg/m^3$; $Y_F^0 = 1$; $\mathrm{erf}^{-1}[(\phi - 1)/(\phi + 1)] \approx 1$.

2.3 Estimation de la fuite à partir de la capacité du réservoir n^o 5

Lors de l'accident de Gonesse, le réservoir n^o 5 contenait au départ 7.2 tonnes de kérosène. En admettant que ce réservoir n'ait servi qu'à l'alimentation de la fuite et que l'indication de la jauge après l'accident (2 tonnes) est fiable, la fuite constatée serait de l'ordre de 5 tonnes. Cette hypothèse est confortée par le fait que le réservoir "symétrique" du réservoir n^o 5, le réservoir n^o 8, semble plein au moment de l'impact à Gonesse (jauge indiquant 12.8 tonnes, correspondant à la capacité maximale du réservoir). En situant le début de la fuite au voisinage de "V1" (temps 97595), le temps total de fuite est donc de 97681 - 97595 = 86 s et correspond à une fuite moyenne de l'ordre de 60 kg/s, compatible avec les estimations ci-dessus.

Cette estimation est évidemment à prendre avec précaution dans la mesure où les réservoirs de l'avion communiquent entre eux et que des dégats structurels ont pu affecter aussi d'autres réservoirs de l'avion (réservoir 6 notamment).

2.4 Commentaire : comparaison avec l'accident de Washington

Nous retiendrons pour l'accident de Gonesse un débit de fuite de kérosène de l'ordre de $\dot{m}_F^{tot} = 50\, kg/s$. En admettant que ce kérosène se mélange avec l'air passant à travers une section de $S = 6\, m^2$ (ordre de grandeur de la section de passage de l'air sous l'aile au voisinage de la fuite) à la vitesse $V = 100\, m/s$ (vitesse de l'avion), le débit d'air disponible est d'environ $\dot{m}_O^{tot} = \rho S V \approx 600\, kg/s$. Parfaitement mélangés, ces débits correspondraient à un mélange de richesse $\Phi = s_a \dot{m}_F^{tot}/\dot{m}_O^{tot} \approx 1.2$ où $s_a = 14.8$ (car 14.8 kg d'air sont nécessaires pour brûler 1 kg de combustible dans les conditions stœchiométriques, annexe A). Cette condition de mélange combustible/comburant correspond à un mélange riche, puisqu'il contiendrait environ 20 % de combustible en sus de la stœchiométrie. Un tel mélange est parfaitement inflammable (voir Annexe A). Même si le mélange n'est pas uniforme, cette valeur de Φ laisse supposer qu'il existe suffisamment de zones comprises entre les limites d'inflammabilité pauvre et riche pour permettre la propagation d'une flamme turbulente.

En revanche, dans le cas de l'accident de Washington en 1979, le débit de fuite était de l'ordre de $\dot{m}_F^{tot} = 5\, kg/s$. Tous paramètres étant égaux par ailleurs, ce qui n'est qu'une hypothèse simplificatrice, la richesse du mélange serait dix fois plus faible ($\Phi \approx 0.1$). Une flamme ne peut se propager dans un mélange aussi pauvre qui contient dix fois moins de combustible qu'à la stœchiométrie (la richesse minimale d'inflammabilité est de l'ordre de $\Phi = 0.5$ à $\Phi = 0.6$ dans les conditions normales). Par contre, ce combustible peut localement brûler au voisinage d'une source de chaleur intense, sans pour autant permettre le développement d'une flamme. Cette estimation permettrait d'expliquer ce qui semble être une petite flamme au voisinage des réacteurs dans le cas de l'accident de Washington (voir Annexe G), sans que celle-ci puisse se développer ni en aval, ni en amont. A contrario, si cette analyse est fondée, elle valide, indirectement, l'estimation du débit de fuite de kérosène pour le cas de Gonesse. En résumé, la fuite de kérosène était probablement insuffisante à Washington pour conduire au développement d'une flamme similaire à celle observée

à Gonesse.

2.5 Conclusion

Il est difficile d'estimer précisément a posteriori le débit de la fuite de kérosène, faute d'éléments précis. Néanmoins, vu la longueur de la flamme accrochée à l'arrière de l'avion et le fort dégagement de suies observé traduisant une combustion incomplète du kérosène, il est raisonnable de penser que **le débit de combustible nécessaire est de l'ordre de plusieurs dizaines de kilogrammes par seconde**, typiquement de 50 à 100 kg/s. Cette estimation semble en outre compatible avec l'estimation faite à partir du temps de vol et des indications retrouvées à Gonesse et le fait que l'accident de 1979 à Washington n'ait pas donné lieu au développement d'une flamme similaire.

Signalons que des mesures effectuées depuis par EADS avec un réservoir de Concorde ont confirmé nos estimations et semblent montrer que le débit de fuite est probablement compris entre 50 et 180 kg/s.

La combustion de 50 kg de kérosène par seconde permet de libérer une puissance de $50\,kg/s \times 42.5\,MJ \approx 2\,GW$. Une partie de cette puissance (au minimun 10 %) est dégagée au voisinage immédiat de l'avion (aile et réservoirs 2 et 6, moteurs gauches,...) qu'elle contribue à chauffer par convection et rayonnement.

Il faut prendre conscience du fait que **la fuite de kérosène est considérable dans le cas de l'accident de Gonesse**. Un débit de 50 à 100 kg/s correspond à 10 à 20 fois la consommation nominale, à pleine puissance, d'un des moteurs Olympus de l'avion (environ 5 kg/s). **Ce débit est très au delà des valeurs retenues pour les tests de certification et l'étude du développement éventuel d'une flamme** lors de l'analyse de l'accident de Washington (Rapport No 408.251/79 et son annexe 9 "Evaluation du risque incendie", SDF/B87/K/32/0040, 1979). Il avait été en particulier précisé que

- Une fuite de kérosène du réservoir 5 ne pourrait excéder 0.1 kg/s :

  "Une fuite de carburant dans le réservoir 5 ou 8 devant les entrées d'air est peu vraisemblable. On pense que les seules perforations possibles dans cette zone seraient dues à l'impact de débris de faible dimension suite à la rupture d'une roue et qu'elles ne dépasseraient pas en section de fuite celle d'un trou de diamètre ∅ 10 mm et en débit de fuite 0.1 kg/s."

  Dans ces conditions, l'inflammation est effectivement quasiment impossible. Avec les mêmes paramètres que ceux utilisés pour nos estimations, une fuite de 0.1 kg/s correspondrait à une richesse moyenne $\Phi \approx 0.002$. Pour des valeurs aussi faibles, il n'y a aucun espoir d'observer une inflammation.[4]

- Peu de données sont disponibles sur l'ingestion de kérosène par le moteur. Le rapport déjà cité précise :

  "The effect upon the engine would depend upon the quantity of fuel entering the engine and the power settings at the time. No relevant data is available at any condition, other than at idle, where it is common practice to use 1 % fuel/water insertion to wash compressors. However it can be said that at higher flows and settings there may be surge, accompagnied by loss of power and possibly some internal engine damage."

  Des tests de pompage du moteur sur ingestion de kérosène ont, semble t-il, été effectués au banc lors des procédures de certification, mais avec des débits considérablement plus faibles

[4] Remarquons que l'estimation d'un débit de fuite de 0.1 kg/s pour une perforation de 10 mm confirme indirectement nos estimations : pour une perforation de 0.30 × 0.30 m, comme lors de l'accident de Gonesse, une simple régle de trois donne un débit de 115 kg/s.

que celui rencontré à Gonesse. Il n'y a apparemment pas de pompage moteur lorsque celui-ci ingère moins de 0.1 kg/s de kérosène.

3 Causes possibles d'initiation et développement de la flamme

La stabilisation de la flamme dans le sillage du train d'atterrissage principal gauche, au moins après le décollage de l'avion, est une certitude au vue des photographies de l'évenement. L'ordre de grandeur du débit de fuite de kérosène, plusieurs dizaines de kilogrammes par seconde, est quasiment certain compte tenu de la taille de la flamme observée et est corroboré par plusieurs recoupements (jauge du réservoir 5, pas de flammes développée lors de l'accident de Washington, mesures effectuées par EADS...). Il s'agit maintenant de comprendre comment une telle flamme a pu s'initier et se développer.

L'analyse est ici plus spéculative dans la mesure où nous ne disposons que de peu d'informations (dispositions des éléments retrouvés sur la piste essentiellement) et de quelques témoignages, heureusement précis (voir annexe F). En effet, la plupart des témoignages, comme les photographies et le film vidéo, éléments très précieux, concerne essentiellement l'avion après son décollage alors que la flamme accrochée sous l'aile est déjà établie.

3.1 Les scénarii d'inflammation possibles

Au début de l'enquête, le "groupe feu" mis en place par le BEA et chargé d'expliquer l'inflammation de l'avion a élaboré 17 scénarii possibles. Sept scénarii, considéré comme les plus plausibles, avaient été classés, a priori, par ordre de probabilité décroissante (voir table 2).

Ces propositions invoquent plusieurs mécanismes possibles :

- **Inflammation par arc électrique** (scénarii 1, 2, et 5, le cas 4 pouvant éventuellement en faire partie). Dans cette situation, l'inflammation serait due à une étincelle électrique consécutive à la rupture mécanique d'un faisceau électrique par des débris. Dans cette hypothèse, le cas 1 (inflammation dans le puits de train) est nettement le plus favorable.

- **Inflammation par le moteur** (scénario 6). Les moteurs du Concorde, et particulièrement la post-combustion (ou réchauffe) dégagent une puissance unitaire d'environ 240 MW (voir annexe A). Les parties chaudes du moteur et/ou les gaz brûlés chauds (environ 1400 K) sont susceptibles de provoquer l'inflammation du kérosène s'échappant par la fuite. Deux exemples de cette situation, l'un accidentel, l'autre voulu, sont données à l'Annexe H.

- **Inflammation suite à pompage moteur** (scénario 3). Lors d'un pompage moteur (désamorçage du compresseur), l'écoulement dans le moteur peut s'inverser et provoquer une remontée de flamme. Un tel pompage peut être dû à l'ingestion de débris et/ou de kérosène par le moteur.

- **Inflammation par conduction thermique sur le train** (scénario 7). Ce mécanisme suppose une température suffisante des éléments du train d'atterrissage ou des roues (disque de frein, par exemple), pour provoquer l'inflammation du kérosène.

L'objectif premier de ce rapport est d'analyser la possibilité du scénario 6 où le kérosène issu de la fuite du réservoir aurait été enflammé par le moteur. Ce scénario nécessite deux étapes : inflammation du kérosène par le moteur, probablement par les gaz chauds issus du moteur et/ou les parties chaudes du moteur au voisinage des tuyères de sortie, puis remontée de la flamme vers l'amont de l'avion pour s'accrocher dans le sillage du train d'atterrissage comme semblent le montrer les photographies ultérieures de l'événement (voir § 1). La possibilité d'un tel scénario n'est pas en soit évidente compte tenu, notamment, de la vitesse des écoulements en jeu. La vitesse de l'avion est d'environ 100 m/s, soit très au delà des vitesses que peut soutenir une flamme turbulente dont l'expression (1) donne un ordre de grandeur.

Avant d'analyser plus en détail ce scénario (voir § 4), nous voudrions faire quelques commentaires sur les scénarii possibles.

3.2 Allumage par étincelle

L'inflammation par étincelle électrique est évoquée plus ou moins directement dans les scénarii 1, 2, 4 et 5 de la table 2. Cette étincelle serait due à la rupture d'un faisceau électrique par des débris de pneumatique. Des cables 115 V - 400 Hz destinés à l'alimentation des ventilateurs de frein traversent le puits de train et descendent le long de la jambe de train. Leur rupture, à notre connaissance non prouvée lors de l'accident, est évidemment susceptible de provoquer des étincelles agissant comme une bougie automobile pour enflammer le mélange air/kérosène.[5] Plausible, ce scénario est à notre sens très peu probable comme le montre la discussion de l'annexe B :

- L'allumage par étincelle d'un mélange combustible/comburant est très délicat. Il n'est possible que pour un mélange aux proportions bien définies, avec des gouttelettes de kérosène suffisamment fines. L'étincelle doit aussi avoir une taille adéquate (l'écart entre les électrodes est un paramètre important) et délivrer une énergie suffisante (voir § B.1).

- Le kérosène est, par nature, un combustible relativement difficile à enflammer. Il est, par exemple, possible d'éteindre une allumette ou une cigarette en la plongeant dans un bac de kérosène. De même, un collègue du CNRS, étudiant les feux de nappe de kérosène, a été obligé de recourir à des dispositifs d'allumage pyrotechniques. Ces difficultés d'inflammation ont d'ailleurs conduit à utiliser des injecteurs spéciaux dans les phases d'allumage des moteurs du Concorde (§ B.2 et figure 21).

- La géométrie de l'avion et de son train d'atterrissage principal, les circuits électriques et le pneu incriminé dans l'accident (roue No 2) rendent très peu probable la génération d'une étincelle dans une zone adéquate en termes de mélange air / gouttelettes de kérosène (voir § B.2).

3.3 Allumage sur pompage moteur

Un pompage moteur, provoqué par l'ingestion de débris et/ou de kérosène , outre un "bang" caractéristique, peut provoquer une remontée de flamme vers l'amont du moteur et le développement d'une flamme importante à l'aval. Ces flammes auraient donc pu enflammer le kérosène s'échappant du réservoir 5.

Nous ne sommes pas spécialistes des phénomènes de pompage mais ce scénario nous parait peu crédible en raison de la chronologie des événements :

- Le premier pompage,"pompage léger" du moteur 1, est situé aux environs du temps 97602.8, soit 1930 m après le début de la piste, dalle 178.

- Le second pompage, "pompage lourd" du moteur 2 est plus tardif : temps 97603.2, 1970 m après le début de la piste, dalle 183.

- Les traces de suies sur la piste, résidus de combustion, commencent à la dalle 168 soit 1850 m après le début de la piste.

Même compte tenu des incertitudes sur la localisation précise de l'avion, les traces de suies (et donc la combustion) commencent sensiblement avant les pompages. En outre, les témoignages font

[5] Des test de rupture de cables sont prévus au CEAT dans le cadre de l'enquête.

état d'une inflammation en deux temps : première flamme accrochée à la sortie des réacteurs puis expansion soudaine (voir annexe F). La première flamme, relativement localisée, n'a probablement pas laissé de traces de suies sur la piste et était donc allumée avant la dalle 168.

Le pompage du moteur 1 est probablement du à l'ingestion de débris[6] : relativement loin de la fuite, il est peu vraisemblable qu'il ait pu ingérer du combustible liquide et/ou des produits de combustion. Inversement, même si ce pompage a pu engendrer une remontée de flamme, il y a peu de chances que celle-ci ait pu enflammer un mélange combustible kérosène/air, produit trop loin du moteur.

Le moteur 2 aurait pu ingérer du kérosène liquide provenant de la fuite, au moins par les prises d'air secondaires.[7] Néanmoins, son pompage est trop tardif pour expliquer l'inflammation du kérosène s'échappant par la fuite du réservoir. En revanche, ce pompage aurait éventuellement pu contribuer à la remontée de la flamme vers l'amont et à son accrochage dans le sillage du train principal gauche (§ 5).

3.4 Inflammation par conduction thermique

L'inflammation sur le train ou les roues par conduction thermique est l'hypothèse retenue pour le dernier scénario classé (scénario 7 de la table 2). Ce scénario a été étudié puis rejetté lors de l'étude des possibilités d'incendie conduite après l'accident de 1979 à Washington (rapport 408.251/79, Aerospatiale/BAE). Il nous parait également peu crédible car les parties les plus chaudes (roues, disques de frein) ne sont pas dans une zone où il y a des chances de trouver un mélange kérosène/air dans des proportions combustibles (Annexe A) et sont constamment refroidies par l'écoulement d'air.

3.5 Inflammation par les moteurs (réchauffe).

Les moteurs Olympus du Concorde dégagent une puissance unitaire d'environ 240 MW (Annexe A) et constituent donc une source d'énergie suffisante pour enflammer le kérosène s'échappant par la fuite. La température des gaz brûlés issus de la post-combustion (ou réchauffe), en fonctionnement au décollage, est d'environ 1400 K (1100 °C), largement suffisante pour enflammer du kérosène. L'allumage sur les parois externes de la nacelle est, a priori, impossible car les températures de ces parois sont insuffisantes (typiquement entre 50 et 150 °C, d'après la note SDF/B87/K/32/0040). Ce scénario soulève quelques questions analysées plus loin (section 4) :

- Mise en contact du mélange kérosène/air avec des gaz chauds issus du moteur.
- Inflammation du mélange kérosène/air.
- Propagation de la flamme vers l'amont de l'avion pour s'accrocher dans le sillage du train d'atterrissage.

[6] L'ingestion de corps durs par le moteur 1 a été prouvée par les expertises (voir rapport d'étape, janvier 2001).

[7] Les expertises ont montré que le moteur 2 avait ingéré des "corps mous", ce qui inclut les morceaux de pneumatique.

Classement	Hypothèses	Points favorables	Points défavorables
1	Inflammation à l'intérieur du puits de train	- Accroche flamme - Stabilité - Temps de séjour - Mélange air / carburant - Source d'inflammation - Nébulisation - Fuite probable du réservoir 5 dans le puits de train	
2	Inflammation par arc sur les circuits électriques au niveau du train	- Vulnérabilité - Proximité du réservoir 5 - Energie électrique présente	
3	Inflammation consécutive à la flamme amont provoquée par un pompage	- Dommage aux moteurs - Deux "bang" entendus - Energie suffisante	Pas d'évidence de flammes
4	Inflammation proche de la fuite de carburant des réservoirs 5 et/ou 6	- Stabilité - Proximité - Temps de séjour	Pas d'évidence de flammes
5	Inflammation par arc sur les circuits électriques au niveau des karman	- Vulnérabilité - Présence d'énergie électrique importante	En dehors du cône de probabilité d'impact de morceau de roue
6	Inflammation par conduction thermique sur les moteurs ou par la réchauffe	- Haute température	- Propagation des flammes - Nombre de cas reportés - Témoignages
7	Inflammation sur le train ou les roues par conduction thermique	- Fragment de pneu calciné	

Tableau 2: Scénarii possibles d'évolution du feu tels qu'ils ont été identifiés et classés a priori selon une probabilité décroissante au début de l'enquête . Ce classement et les points favorables et défavorables sont ceux attribués à ce moment là par le "groupe feu" et ne correspondent pas nécessairement à nos analyses actuelles.

4 Inflammation par le jet de gaz brûlés issus de la réchauffe

L'objectif de ce paragraphe est d'analyser en détail les mécanismes qui ont probablement conduit à l'inflammation du kérosène fuyant du réservoir 5, puis à l'expansion de la flamme.

4.1 Introduction

Lors de la rupture du réservoir, une très forte quantité de kérosène a probablement été projetée sous l'aile de l'avion en direction du sol. Cette supposition est confortée par les mécanismes de rupture du réservoir (cisaillement de l'intérieur vers l'extérieur du réservoir), le fort débit moyen de la fuite (voir § 2) et la nappe de kérosène liquide retrouvée sur la piste aux dalles 163, 164 et 165 (nappe d'environ 15 m $\times$ 10 m). Le cisaillement du jet de kérosène liquide s'échappant du réservoir par un écoulement d'air externe à 100 m/s (vitesse de l'avion) a ensuite assuré la vidange du réservoir. Dans ces conditions, des paquets de liquide se désagrègent rapidement en gouttes puis en gouttelettes pour former un brouillard (spray) de kérosène, très vite bien mélangé avec l'air ambiant. Cette situation est d'ailleurs clairement visible sur les photographies prises lors de l'accident de Washington en 1979 (Annexe G). L'espace compris entre l'aile, la nacelle des moteurs et le sol était ainsi saturé d'un mélange kérosène-air, avec une quantité importante de kérosène liquide ruisselant sur les parois.

Le kérosène liquide ruisselant sous l'aile et le long de la paroi de la nacelle coté cellule et le mélange kérosène/air rencontrent les gaz brûlés issus des moteurs en aval des tuyères. Cette mise en contact est similaire à la configuration dite de la "flamme-pilote" étudiée par P. Moreau à l'ONERA (voir Annexe C) et peut provoquer l'inflammation du kérosène s'échappant du réservoir au voisinage des tuyères. Si ce mécanisme est plausible, il n'est probablement pas le plus favorable. En effet, les gaz chauds sortant de la réchauffe sont "isolés" par de l'air froid arrivant le long du moteur et destiné à favoriser la tenue des matériaux. La mise en contact gaz brûlés chauds - mélange froid kérosène/air n'est donc certainement pas optimale, surtout vu les vitesses élevées des écoulements (gaz brulés à environ 600 m/s ; mélange kérosène/air à 100 m/s). Il est toutefois vrai que l'angle des paupières (tuyères secondaires orientables) au décollage (voir figure 5) peut favoriser la mise en contact du kérosène et des gaz brûlés provenant du moteur. L'absence de paroi en aval des paupières, pour créer des zones de faibles vitesses, rend la propagation de la flamme vers l'amont très difficile voire impossible par des mécanismes de déflagration, ce qui n'exclut pas complètement les possibilités de remontée par détonation, même si ce scénario nous semble peu vraisemblable.[8]

4.2 Ingestion de kérosène par l'ensemble nacelle-moteur et inflammation

L'hypothèse la plus vraisemblable est, pour nous, l'ingestion de kérosène par l'ensemble nacelle-moteur puis son inflammation au contact des gaz sortant de la réchauffe au voisinage de la tuyère primaire. Cette ingestion peut se faire par plusieurs orifices :

[8] La propagation d'une flamme dans les conditions normales correspond à un régime dit de *déflagration* : la vitesse caractéristique de la flamme reste faible, typiquement quelques mètres par seconde pour les combustibles usuels. Dans certaines conditions, une transition vers la *détonation* peut se produire. La flamme se propage alors à vitesse supersonique et accompagne une onde de choc correspondant à un saut de pression qui peut atteindre plusieurs dizaines de bars et s'avérer extrèmement destructif (la destruction d'un immeuble par une explosion due au gaz est en fait une détonation). Peu probable, la transition vers la détonation est relativement mal connue pour les brouillards de gouttes de kérosène et dépend fortement des caractéristiques de ces brouillards. En outre, une propagation détonante aurait certainement occasionné des dommages structuraux supplémentaires à l'avion conduisant à retrouver plus d'éléments matériels sur la piste.

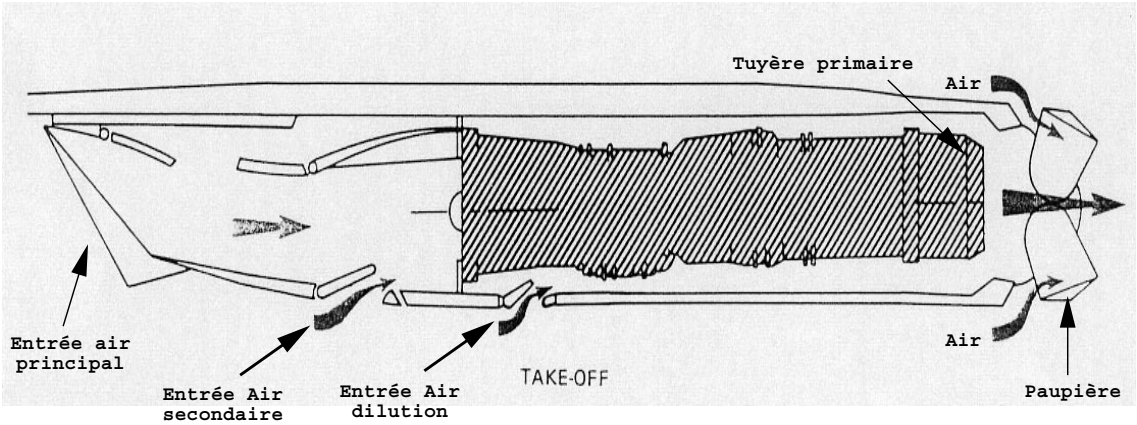


Figure 5: Implantation du moteur Olympus dans la nacelle du Concorde. Les alimentations d'air et des paupières sont ici dans la configuration au moment du décollage.

- par les prises d'air secondaire du moteur, situées sous la nacelle moteur. Ces prises d'air, schématisées sur la figure 5 sont ouvertes au décollage et clairement visibles sur la photographie de la figure 3.

- par la prise d'air de la climatisation. Cette prise d'air est située sur la nacelle moteur, côté cellule de l'avion, au voisinage du raccord avec l'aile. Elle est visible sur la photographie 40 de l'Annexe D.3.

Au décollage les entrées d'air secondaires des réacteurs, situées sous la nacelle, sont grandes ouvertes (Fig. 5). La première entrée apporte un complèment d'air au système propulsif et sert notamment à prévenir un pompage du moteur lorsque l'avion se cabre. La seconde trappe, plus en aval, assure un écoulement d'air longeant les parties chaudes de la réchauffe (refroidissement) qui débouche peu avant les paupières, le long de la tuyère primaire. Cet écoulement a une vitesse faible, de l'ordre de 20 m/s, et une température modérée comparée à celle des gaz de réchauffe, qui eux ont une température de l'ordre de 1400 K. L'écoulement provenant de cette deuxième trappe apporte un surplus d'air à la réchauffe, pour être ensuite mélangé à l'écoulement provenant de l'entrainement d'air entre l'arrière corps du moteur et les paupières dont l'angle est de 25^o au décollage (voir Fig. 5).

La trappe située sur le flanc intérieur de la nacelle est aussi ouverte lors du décollage. Elle sert à aspirer l'air de refroidissement de l'échangeur de la climatisation de la cabine. Après la traversée des échangeurs, cet air est réinjecté sur la partie supérieure du système de propulsion, à l'intérieur de la nacelle (Fig. 6).

Après rupture du réservoir, toutes ces prises d'air ont très certainement absorbé de grandes quantités de kérosène. La prise d'air du climatiseur est clairement la plus exposée : elle est située sur la face intérieure de la nacelle (i.e. côté cellule), au voisinage de sa jonction avec l'aile, à un endroit où beaucoup de kérosène est susceptible d'avoir ruisselé. Les autres prises d'air sont plus grandes mais, situées sur la face inférieure de la nacelle, sont moins exposées.

L'écoulement de combustible pénétrant dans la nacelle, qu'il soit issu de la deuxième trappe située sous la carène moteur ou du système de climatisation, a pu s'enflammer soit au contact des parois chaudes du moteur, soit lorsqu'il arrive au contact des gaz issus de la réchauffe au niveau de la tuyère primaire du moteur. Dans cette région, de nombreux obstacles, essentiellement constitués par le système hydraulique de manœuvre de la tuyère, permettent le développement de zones de recirculation et assurent l'accrochage de la flamme (Fig. 7). Cette analyse est confirmée par une

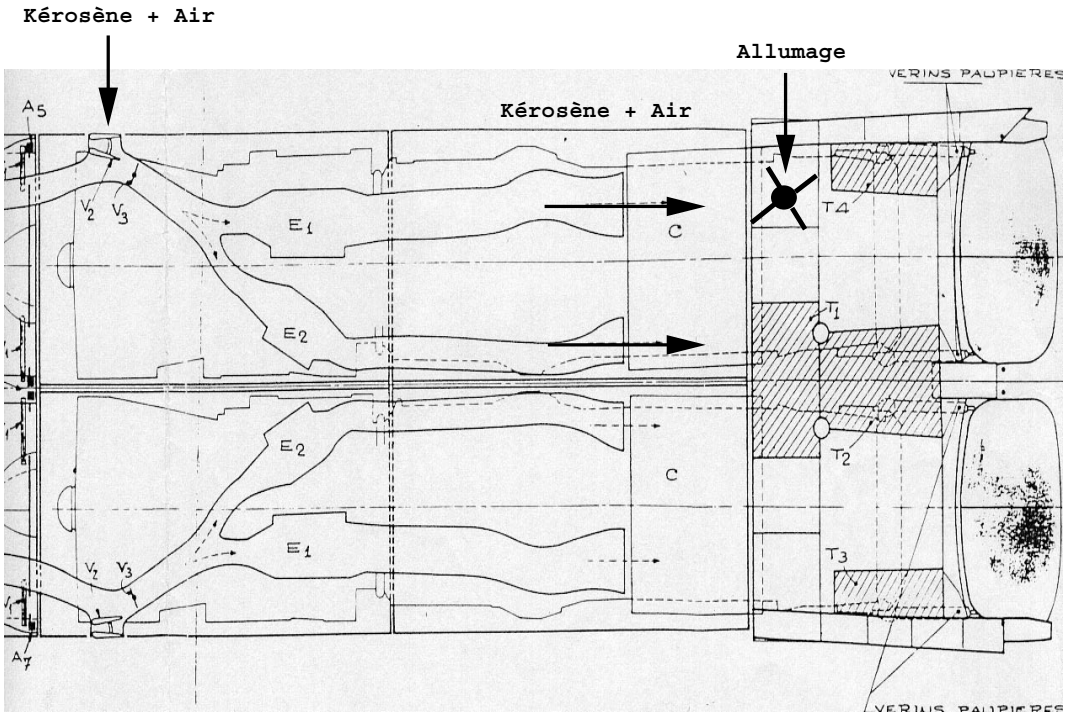


Figure 6: Schéma des prises d'air de la climatisation au niveau moteur. Un mélange kérosène-air ingéré au niveau de la trappe coté interne de la nacelle sera, après traversée des échangeurs, injecté sur la partie supérieure du système propulsif.

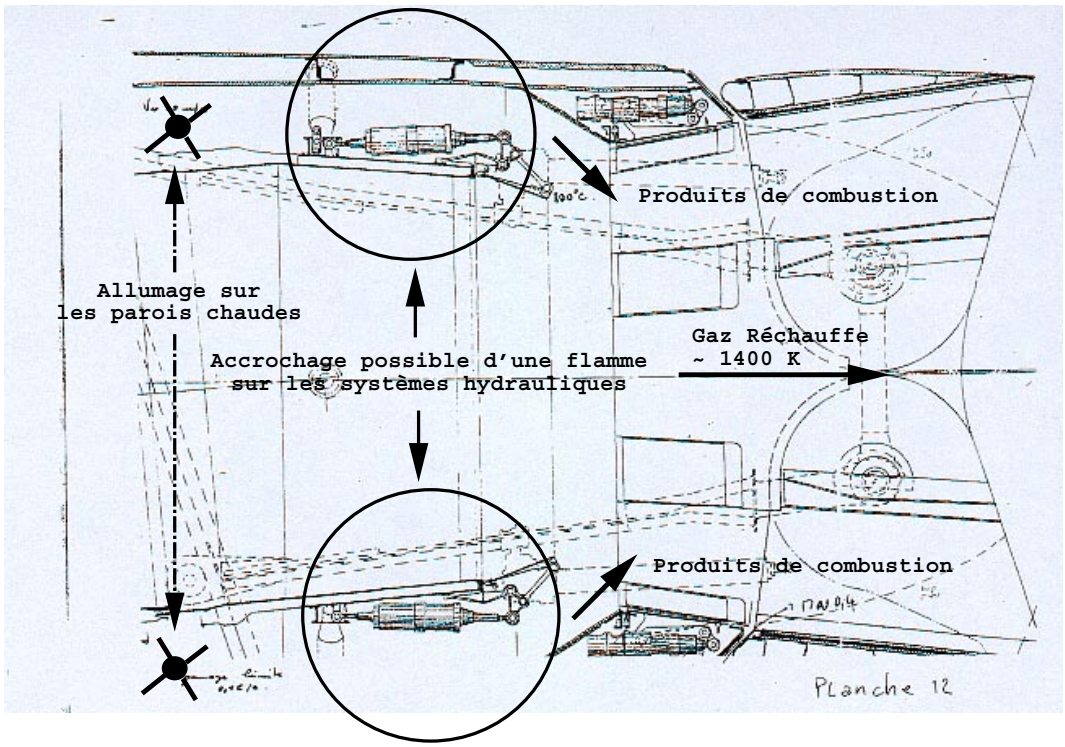


Figure 7: Schéma de la partie arrière du moteur (les paupières sont ici en position vol). Après allumage sur les parois chaudes, une zone de combustion trouvera de nombreux points d'accrochages sur les systèmes hydrauliques.

étude sur les risques d'incendie consécutifs à une fuite de kérosène après perforation d'un réservoir conduite après l'accident de Washington en 1979 (Note Aérospatiale-BAE No 408.251/79 et son annexe 9, "Evaluation du risque incendie" SDF/B87/K/32/0040) :

"Below 0.26M/220 knots there would be a real risk of fuel being sucked into a 4 inch by 6 inch inlet on the side of the nacelle which admits cooling air to the air conditioning system heat exchanger located in the engine bay. After passing through the heat exchanger it would exhaust onto the jet pipe. There is, therefore, a possibility of ignition and a fire within the ducting and between the jet pipe and heat shield. The fire would not propagate forward since the heat exchanger matrix would be a flame trap and would be a contained situation."

Cette étude montre donc clairement les risques d'inflammation de kérosène ingéré par la prise d'air de refroidissement de l'échangeur de la climatisation. Les risques sont évidemment les mêmes pour du kérosène ingéré par la seconde prise d'air secondaire sous la nacelle (Fig. 8). En revanche, l'étude souligne qu'une flamme allumée dans ces conditions est incapable de se propager vers l'amont. En effet, même si la flamme est susceptible de trouver des vitesses d'écoulement suffisamment faibles pour progresser, elle ne peut en aucun cas traverser l'échangeur : ses mailles sont trop fines pour permettre le passage d'une flamme (notion de "distance de coincement", voir par exemple De Soete 1976).

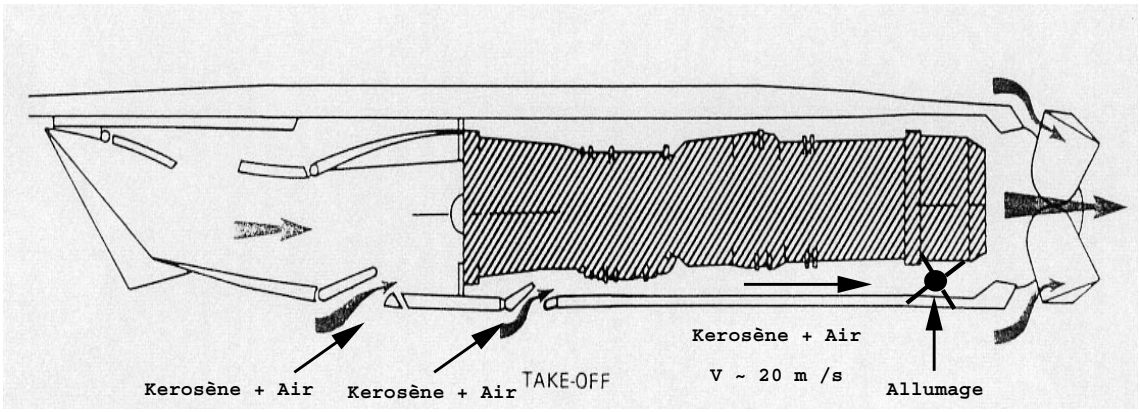
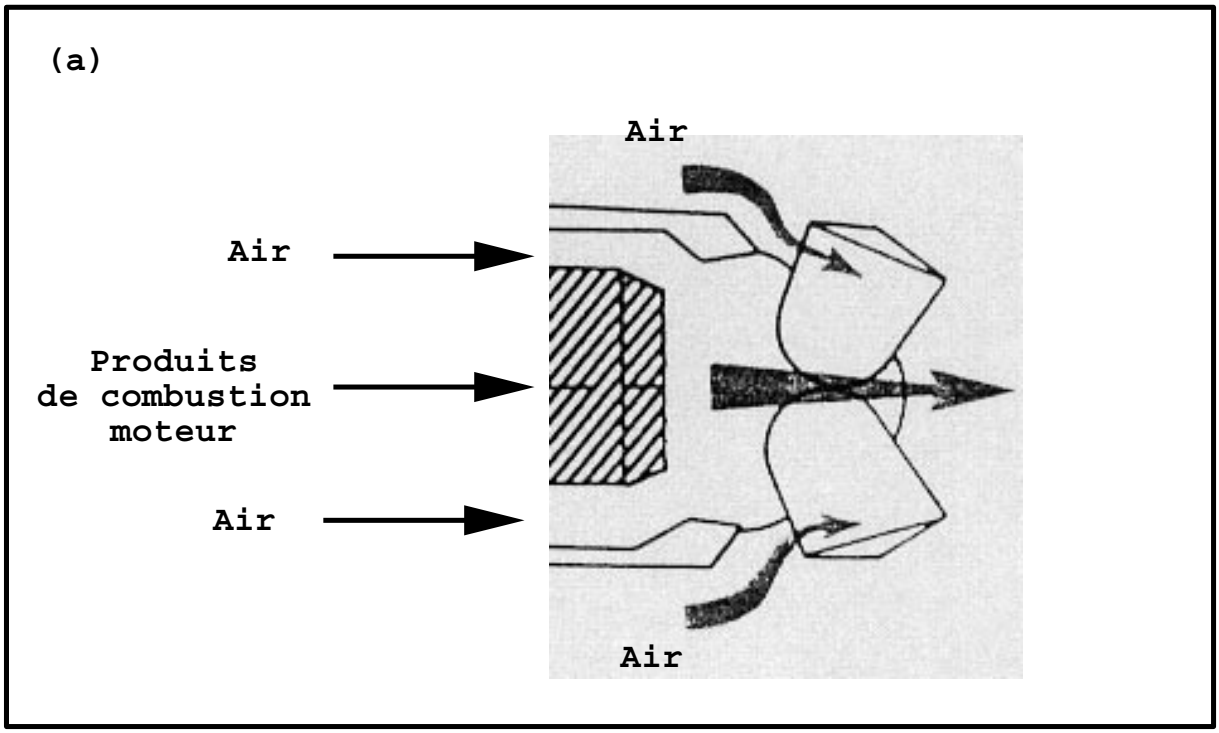


Figure 8: Schéma de l'Olympus avec ses entrées d'air secondaires. Un mélange kérosène-air ingéré par la seconde trappe est convecté vers les parties chaudes du moteur pour éventuellement s'auto-inflammer.

L'inflammation du kérosène est donc parfaitement possible à l'intérieur de la nacelle, au voisinage de la tuyère primaire du moteur 2. Cette inflammation conduit alors à l'existence d'une flamme accrochée derrière le moteur mais différente de la flamme de réchauffe observée en fonctionnement normal. Cette flamme est alimentée par le combustible ingéré par l'ensemble nacelle-moteur et peut brûler une partie du mélange kérosène/air qui s'écoule sous l'aile et le long de la nacelle. L'écoulement des gaz en amont des paupières est alors sensiblement modifié. En effet, comme l'illustre la figure 9, le jet froid entourant le jet de réchauffe au niveau de l'arrière corps a disparu et n'assure plus son rôle de bouclier thermique. En particulier, le kérosène s'écoulant à l'extérieur de la nacelle et débouchant entre l'arrière corps et la paupière rencontre maintenant directement des produits de combustion. L'inflammation du kérosène en écoulement le long de la nacelle et dans les couches limites turbulentes est alors inévitable (Fig. 10).

Cette analyse correspond clairement à la première étape de l'inflammation décrite par deux pompiers témoins des événements (Annexes F.3.1 et F.3.3) et à ce que décrit le commandant



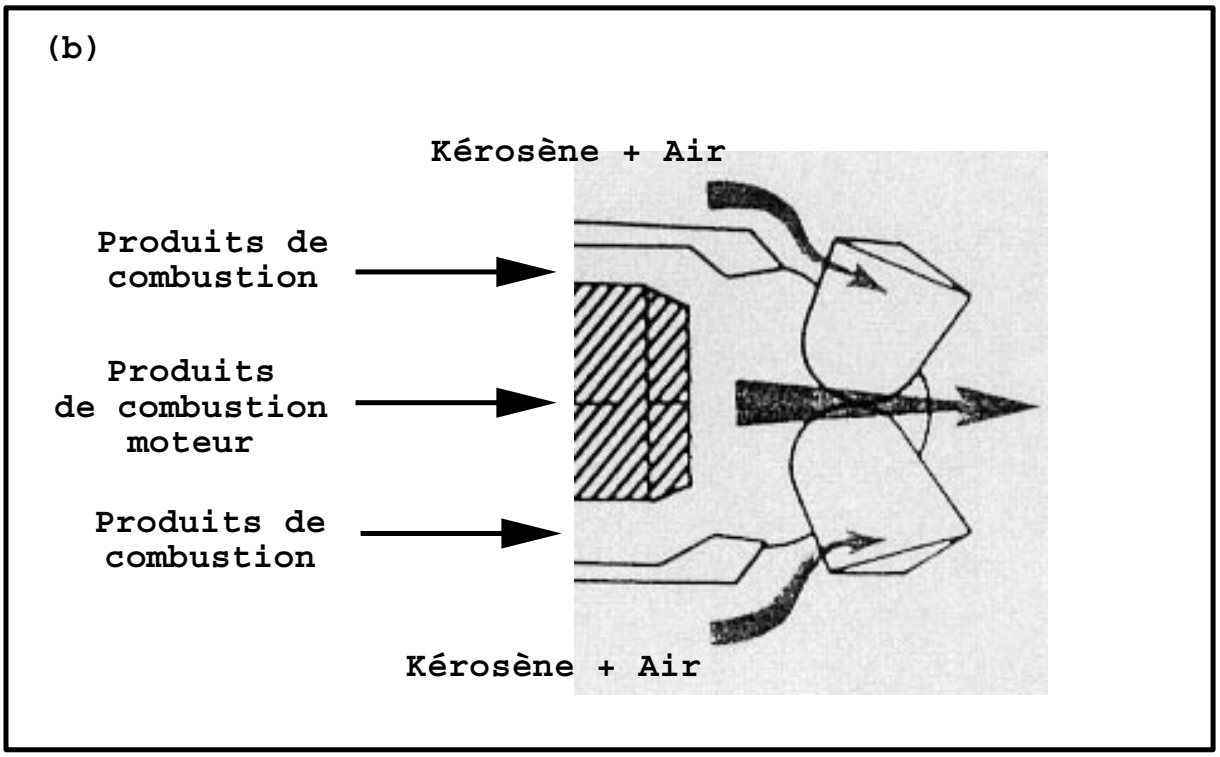


Figure 9: Schéma de l'arrière corps. (a) Fonctionnement normal au décollage : l'air moteur est utilisé pour canaliser le jet de la réchauffe. (b) Dans le cas d'un feu à l'intérieur de la nacelle, l'écoulement d'air entourant le jet de réchauffe est remplacé par un écoulement de gaz brûlés qui va entrer en contact avec le kérosène ruisselant le long de la nacelle.

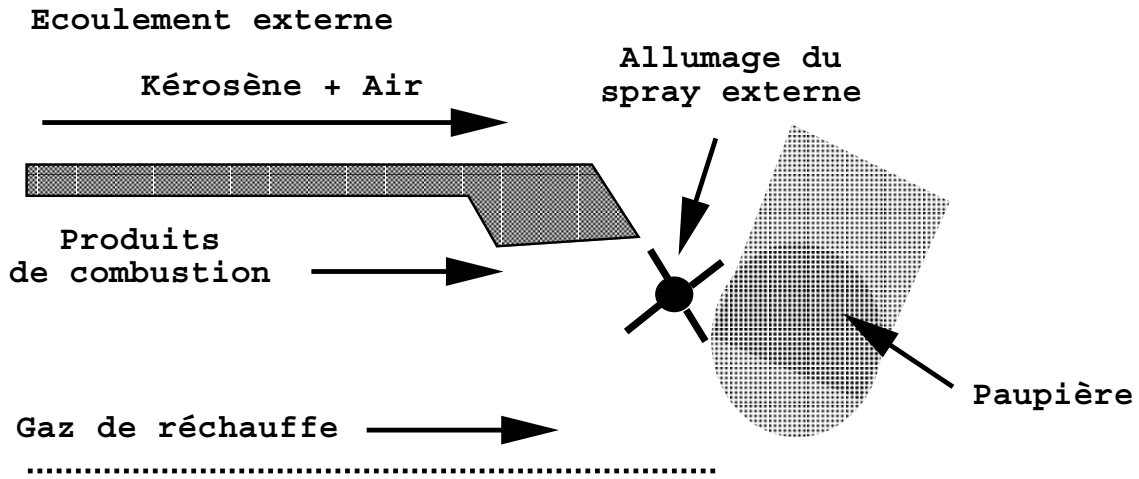


Figure 10: L'écoulement d'air autour des gaz de réchauffe est remplacé par un écoulement de gaz brûlés au contact duquel le spray ruisselant sur la nacelle va s'enflammer.

de bord d'un appareil en attente de décollage (Annexe F.3.4).[9] Il s'agit maintenant d'expliquer comment la flamme a pu remonter vers l'avant de l'avion pour venir s'accrocher dans le sillage du train d'atterrissage comme le montre les photographies ultérieures de l'événement (§ 1).

4.3 Remontée de la flamme vers l'avant de l'avion

4.3.1 Introduction

Une fois acquise la possible inflammation, au voisinage de la tuyère primaire du moteur 2, du kérosène s'échappant par la fuite du réservoir 5, il faut analyser les possibilités de remontée de la flamme vers l'amont. Plusieurs mécanismes de remontée de flamme sont a priori possibles :

- **A l'extérieur de la nacelle**, le long de la nacelle et sous l'aile de l'avion.
- **A l'intérieur de la nacelle**, entre les parois de la nacelle et le moteur. Cette remontée est impossible par le circuit de climatisation car l'échangeur empêche le passage de la flamme (voir § 4.2). Elle est, en revanche, possible en direction de la seconde prise d'air secondaire, comme le montre la figure 11.
- **Pompage moteur**. Un pompage moteur peut occasionner une inversion de l'écoulement à l'intérieur du moteur et provoquer une remontée de la flamme à travers le compresseur (phénomène dit de "flamme-amont").

Ces explications sont toutes trois plausibles et aucune ne peut être complétement exclue. La propagation à l'extérieur de la nacelle, dans les couches limites, nous semble toutefois la plus probable. Examinons maintenant successivement chacune de ces hypothèses.

4.3.2 Remontée de flamme le long de la face externe de la nacelle

A première vue, une telle remontée est impossible : la vitesse de propagation d'une flamme turbulente peut difficilement excéder quelques mètres par seconde alors que l'écoulement sous l'aile de l'avion est à environ 100 m/s.

[9]Contrairement aux pompiers, nous n'avons pas interrogé personnellement ce commandant de bord et nous ne lui avons donc pas fait préciser la localisation exacte de la première inflammation dont il témoigne.

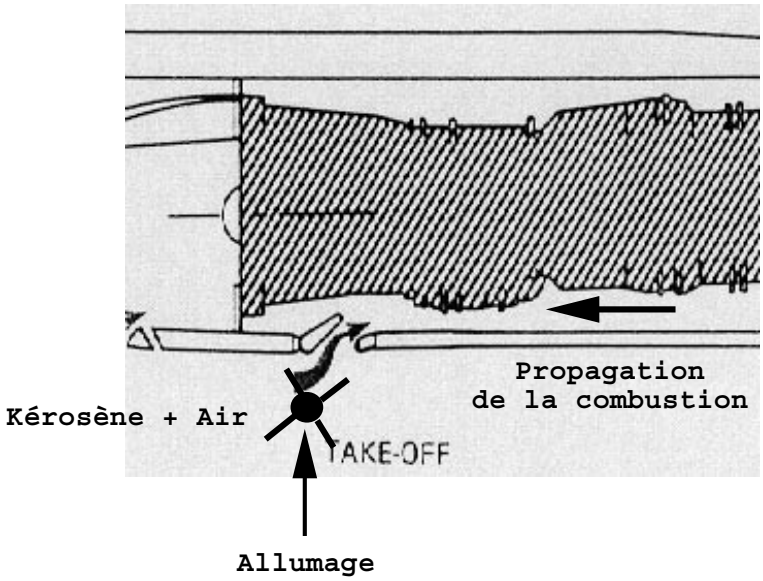


Figure 11: Allumage du spray ruisselant sur la nacelle par remontée de flamme dans l'écoulement d'air interne moteur.

Cette analyse est beaucoup trop simpliste car la propagation d'une flamme est un phénomène local et instantané : il suffit que localement la flamme rencontre à un instant donné un écoulement à vitesse suffisamment faible. Des expériences récentes (voir Annexe E) montrent qu'une flamme est capable de se propager de proche en proche dans des zones qui ont, à cet instant, des faibles vitesses. Une flamme est alors capable de soutenir des vitesses moyennes largement supérieures à sa vitesse de propagation. En fait, la vitesse moyenne, et plus généralement les grandeurs statistiques, d'un écoulement ne sont pas représentative de sa structure locale instantanée, seule significative en terme de propagation de flamme.[10]

Dans le cas du Concorde, la géométrie est compliquée (Annexe D) : couches limites (et donc zones à faibles vitesses où l'écoulement est très perturbé) sous l'aile et le long de la nacelle, "coin" nacelle/aile, présence de la jambe de train et des contrefiches, génératrices de sillages importants, combustible ruisselant sur les parois, aile et nacelle,... Dans cette situation, une flamme peut trouver localement et instantanément des zones à vitesses suffisamment faibles pour se propager vers l'amont jusque dans le sillage du train d'atterrissage, sans compter qu'elle perturbe elle même l'écoulement. En revanche, la flamme ne pourra pas dépasser le train. En amont de celui-ci, l'écoulement est nettement moins perturbé (absence de sillage, couches limites réduites), sans oublier que la fuite de combustible ne se situe que 25 cm en amont du puits de train et que les contrefiches de celui-ci contribuent certainement à l'homogénéisation du mélange kérosène/air.

Pour nous, comme le discute l'Annexe D, la remontée d'une flamme le long de la nacelle dans les couches limites et dans le sillage du train est clairement possible. Cette analyse correspond aussi au témoignage d'un des pompiers interrogés (Annexe F.3.3) qui décrit la flamme comme aspirée vers l'avant de l'avion. Elle est aussi compatible avec le développement en deux temps décrits par les autres témoins (Annexe F).

[10]Ce phénomène rend d'ailleurs impossible une simulation numérique fiable de la remontée de la flamme dans le cas de l'accident du Concorde qui ne peut être décrite en terme de grandeurs statistiques. En fait, une telle propagation est chaotique : il suffit qu'à un seul instant la vitesse ait été suffisamment faible pour permettre la remontée de la flamme. De plus, les modèles utilisés pour décrire la combustion turbulente sont actuellement trop grossiers pour prédire de manière fiable les phénomènes de stabilisation de flammes dans une géométrie aussi complexe.

4.3.3 Remontée de la flamme entre nacelle et moteur

La remontée de la flamme à l'intérieur de la nacelle entre les parois de celle-ci et le moteur (Fig. 11) est probablement plus facile qu'à l'extérieur : vitesses plus faibles des écoulements (environ 20 m/s), obstacles divers,... Dans cette situation, la flamme arriverait au niveau de la seconde prise d'air secondaire sous la nacelle, au voisinage de la zone de recirculation qui se développe derrière la jambe de train.

En revanche, il n'est pas clair que cette flamme puisse sortir de la nacelle au niveau de la prise d'air (vitesse de l'air de l'ordre de 20 m/s, couches limites quasi-inexistantes à cet endroit,...), ni que le ruissellement de kérosène à ce niveau ait pu être suffisant. Remarquons toutefois qu'une flamme sortant par la prise d'air secondaire correspondrait au témoignage d'un des pompiers (Annexe F.3.2). Il est néanmoins le seul témoin à décrire cette situation et a plus probablement vu la flamme alors qu'elle était en train de remonter vers l'amont de l'avion (voir Annexe F.4).

4.3.4 Remontée de la flamme sur pompage moteur

La première flamme, accrochée aux tuyères, n'a probablement pas laissée de traces de suies sur la piste et celles-ci correspondent plus vraisemblablement au développement de la flamme stabilisée. La remontée aurait alors commencé avant les pompages mais pourrait ne s'être achevée qu'après. Remarquons qu'à l'inverse, le pompage du moteur 2 aurait pu être provoqué par l'aspiration de gaz brûlés provenant de la flamme se développant dans le sillage du train.

5 Scénario probable de l'inflammation de l'avion

L'objectif est ici de résumer nos conclusions en proposant le scénario qui nous semble le plus probable pour expliquer l'inflammation du kérosène et la stabilisation de la flamme lors de l'accident de Gonesse. Ce scénario est construit à partir des analyses effectuées précédemment et utilise les discussions conduites en annexe.

5.1 Scénario de l'inflammation

Les témoignages décrivent précisément une inflammation en deux temps de l'avion : première flamme au voisinage des tuyères des moteurs gauches puis expansion (Annexe F). Par ailleurs, l'inflammation par étincelle suite à la rupture d'un cable électrique, si elle n'est pas complétement impossible, nous parait très improbable (Annexe B). L'allumage direct du kérosène liquide ruisselant le long de la nacelle et sous l'aile au contact des gaz chauds issus du moteur est théoriquement possible mais cette situation semble peu favorable (vitesses d'éjection des gaz, gaine d'air frais protégeant la sortie du moteur, absence de parois et de zones à vitesse lente en aval des paupières pour permettre la remontée ultérieure de la flamme,...). Le scénario le plus vraisemblable nous paraît alors être :

1. Ingestion de kérosène par les entrées d'air secondaires ou, plus probablement, par la prise d'air du climatiseur (§ 4.2).

2. Allumage sur les parties chaudes du moteur et/ou les gaz issus de la réchauffe au voisinage de la tuyère primaire du moteur. La conséquence directe de la présence d'une flamme et de gaz brûlés dans cette partie du moteur est la suppression du confinement du jet de réchauffe et de la protection thermique des parois normalement assurée par l'écoulement d'air qui entoure le moteur (§ 4.2).

3. Inflammation au niveau des paupières du kérosène s'écoulant à l'extérieur de la nacelle, au contact de la flamme-pilote accrochée au voisinage de la tuyère primaire du moteur.

4. Remontée de la flamme vers le train principal gauche, jouant le rôle d'accroche-flamme par les couches limites et le sillage du train, le long de la paroi externe de la nacelle et sous l'aile (§ 4.3).

Ce scénario nous semble aujourd'hui le plus crédible, tant au vu des témoignages (Annexe F), que des éléments matériels réunis et de nos connaissances en combustion. Il n'exclut néanmoins pas complétement quelques variantes et laisse quelques interrogations résumées ici.

Deux autres scénarios peuvent être évoqués pour expliquer la remontée de la flamme, comme nous l'avons déjà signalé. La flamme peut se propager entre moteur et nacelle puis sortir par la seconde prise d'air sous la nacelle (figure 11). Possible, ce mécanisme semble peu favorable (sortie au niveau de la prise d'air dans une ambiance où la quantité de kérosène n'est probablement pas maximale, voir § 4.3). La flamme aurait aussi pu remonter suite à un des pompages moteur. Au contraire, le pompage du moteur 2 pourrait être dû à la remontée de la flamme et à l'ingestion de gaz brûlés par le moteur par les entrées d'air secondaires.

Un autre point concerne l'explosion de la dalle 181. Cette dalle présente apparemment les traces d'une explosion : traces de suies qui semblent montrer un violent écoulement en direction du sol, arrachage d'un élément de béton à la piste (photographie 12). Cette explosion pourrait s'expliquer par la remontée de la zone de combustion.

Figure 12: Photographie de la dalle 181 de la piste, montrant les traces de ce qui semble être une explosion avec arrachement d'un morceau de béton (10 cm de large, 25 à 30 cm de long, 1 cm d'épaisseur).

La détonation (combustion en régime supersonique avec formation d'ondes de choc) est connue pour être très difficile avec les mélanges kérosène / air. Néanmoins, l'inflammation brutale d'un prémélange quasi-stœchiométrique dans un milieu (relativement) confiné peut conduire à une surpression non négligeable, éventuellement destructrice, et ce, même en régime dit de déflagration (propagation subsonique d'une flamme). Cette situation aurait pu se produire soit dans les zones de recirculation en aval du train, soit plus probablement dans le puits de logement du train, lors de la remontée de la flamme. La zone de recirculation turbulente apparaissant dans ce type de cavité a pu conduire au remplissage du puits de train d'un mélange kérosène / air.

La combustion d'un prémélange air / kérosène dans un puits de train d'environ $2 \times 1 \times 0.5\,m$ avec une vitesse de flamme turbulente de l'ordre de $S_T = 5$ à $10\,m/s$ peut être réalisée en un temps de l'ordre d'un dixième de seconde (correspondant au temps de parcours d'une dalle par l'avion) et induire une surpression locale. Suivant la position des éléments mécaniques, hydrauliques et électriques autour du puits de train, cette surpression a pu engendrer quelques dégats : dégats à l'intérieur du puits de logement du train, détérioration de la piste... En admettant que le puits ait entièrement été rempli d'un mélange stœchiométrique kérosène / air à pression atmosphérique, cas le plus défavorable, elle aurait contenue $1000/22.4 \approx 45$ moles d'air (le volume de kérosène, supposé sous forme liquide, est négligeable), soit 0.5 moles ou 84 g de kérosène dont la combustion aurait libérée une énergie de 3.5 MJ (ou, en 0.1 s, une puissance crête de 35 MW).

Cette "explosion" pourrait aussi être la conséquence d'un pompage moteur (remontée de flamme vers l'amont, réinflammation brutale dans le réacteur,...), le "bang" sonore caractéristique du pompage et mentionné par les témoins correspondant à une surpression.

Les éléments concernant l'explosion observée à la dalle 181 restent toutefois assez flous. Ces commentaires doivent donc être pris avec beaucoup de réserve.

5.2 Enchainement et localisation des événements

Après avoir analysé le scénario probable de l'inflammation du kérosène s'échappant du réservoir numéro 5, il s'agit maintenant de tenter de dater la succession des événements au vu des éléments trouvés sur la piste et des enregistrements disponibles.

La première flamme, accrochée à l'arrière des moteurs et signalée par les témoins (voir Annexe F), s'est probablement allumée très rapidement après le début de la fuite (environ quelques dixièmes de seconde après, temps nécessaire au transport du kérosène vers la tuyère primaire du moteur).

Si le début de la fuite de kérosène correspond au moment du changement de bruit de fond (temps 97601.5), l'apparition de cette petite flamme se situe probablement lorsque les paupières sont au niveau de la nappe de kérosène imbrûlé observée sur la piste (dalles 163 à 165).[11] La quantité de kérosène liquide retrouvé laisse supposer que l'espace entre sol et aile du Concorde était rempli d'un brouillard de kérosène. Cette flamme n'est probablement pas encore assez étendue pour laisser des traces de suies sur la piste et enflammer le kérosène répandu.

Il est plus difficile de dater la remontée et l'accrochage de la flamme dans le sillage du train d'atterrissage gauche. En effet, rien ne permet d'affirmer que cette remontée était achevée avant la levée de la roue avant ou même le décollage. Les photographies disponibles (voir, par exemple, les photographies 2 ou 14) qui montrent clairement la stabilisation de la flamme dans le sillage du train ont été prises alors que l'avion était déjà en vol.

La première flamme stabilisée au voisinage des tuyères joue le rôle de flamme pilote (voir § 1.1). La flamme prend alors de l'expansion et s'étend vers l'amont et vers l'aval en brûlant le kérosène s'écoulant sous l'aile de l'avion. L'expansion vers l'aval peut être très rapide et correspond probablement aux premières traces de suies sur la piste.[12] Au contraire, la combustion vers l'amont est plus lente et laisse au troisième pompier le temps de voir une flamme comme aspirée vers l'avant de l'avion (Annexe F.3.3).

Trois évenements particuliers peuvent correspondrent à l'accrochage de la flamme dans le sillage du train d'atterrisage : l'explosion de la dalle 181, le pompage lourd du moteur 2 et la levée de la roue avant. Explosion et pompage sont relativement voisins en temps, soit environ 1.5 s après l'inflammation supposée. Ce temps correspondrait à une remontée plutôt rapide de la flamme mais possible. La levée de la roue avant et le cabrage de l'avion sont sensiblement plus tardifs (environ 3 secondes après l'allumage supposé), ce qui laisse le temps à la flamme de remonter vers le train, surtout que l'écoulement sous l'avion est modifié à ce moment là (§ 6.1). Signalons que l'un des témoins (troisième pompier, Annexe F.3.3) décrit la remontée de la flamme comme s'étant produite après la levée de la roue avant.

[11] Il faut noter que les quatres témoins qui ont vu l'avion quasiment par son travers au moment de l'inflammation, trois pompiers en service au poste de secours SISS2 et un commandant de bord en attente de décollage sur la bretelle E5, situent cette inflammation beaucoup plus tôt (voir Annexe F). Pour les pompiers, elle s'est produite peu après le travers de la bretelle S5 tandis que le commandant la localise à plus ou moins 100 m de la bretelle W7.

[12] Remarquons que ces traces ont pu être laissées par l'extrémité de la flamme qui peut déjà se situer quelques dizaines de mètres derrière l'avion.

6 Remarques complémentaires

Les remarques présentées ici visent à compléter le scénario précédent (§ 5), notamment sur les conséquences de la présence de la flamme accrochée sous l'avion.

6.1 Traces de suies sur la piste

Les traces de suies retrouvées sur la piste 26 R présentent une discontinuité : traces continues de la dalle 169 à la dalle 226, traces discontinues ensuite, traces intenses au voisinage de la bretelle S4 et enfin herbe brûlée avec fortes traces de suies au bord de la piste après la dalle 307. Comme nous l'avons déjà dit, l'apparition des suies (dalle 169) correspond probablement au moment où la flamme prend de l'ampleur. En effet, la petite flamme "chalumeau" initialement décrite par les témoins n'a propablement pas laissée de traces sur la piste, faute d'une ampleur suffisante.

La disparition des suies à la dalle 226 est probablement liée au fort cabrage de l'avion avant le décollage. Dans ces conditions, l'écoulement sous l'aile est fortement modifié : plus d'air passe sous l'avion et est accéléré par le convergent que repésente l'avion par rapport à la piste (Fig. 13). On peut alors penser que la combustion s'effectue dans des meilleures conditions, conduisant à la formation de beaucoup moins de suies.

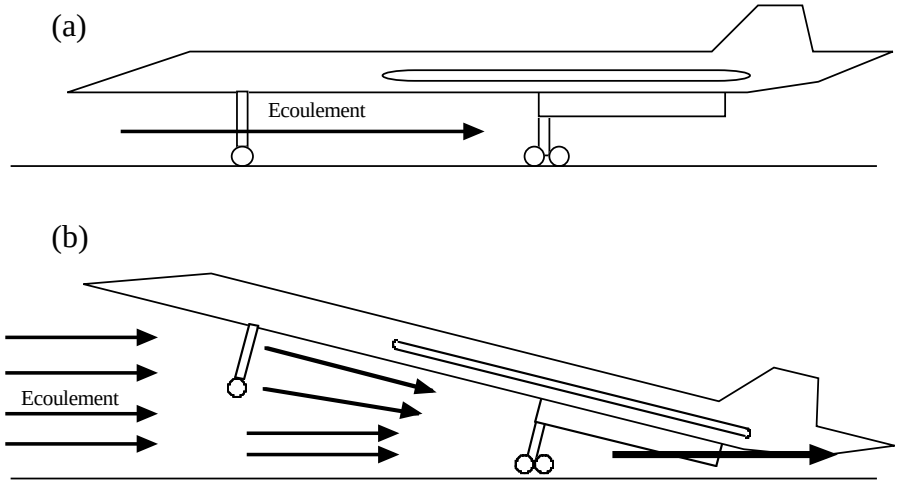


Figure 13: Schématisation de la modification de l'écoulement sous l'avion lors du cabrage. (a) avion au roulage ; (b) avion cabré. Cette modification peut expliquer la disparition des suies observées sur la piste vers la dalle 226.

Une fois que l'avion a décollé, après la dalle 306, l'écoulement est encore une fois modifié. De nouveau, moins d'air alimente la flamme et la combustion peut redevenir incomplète donnant lieu à la formation de beaucoup de suies (Photographie 14).

Ces explications sont parfaitement plausibles. Néanmoins, il ne faut pas perdre de vue que d'autres sont possibles. En effet, la combustion est dans ces conditions fortement instationnaire. Le débit de fuite de kérosène a aussi pu varier au cours du temps, notamment avec l'assiette et les accélérations de l'avion.

6.2 Dégats structuraux dus à la flamme

Comme mentionné à la section 2, la flamme accrochée sous l'avion dégageait une puissance de l'ordre de 2 GW, dont 10 à 20 % l'était au voisinage immédiat de l'aile, de la cellule et de la nacelle

Figure 14: Photographie de l'avion après le décollage. La combustion, clairement incomplète, donne lieu à la formation de beaucoup de suies (particules de carbone imbrûlées) d'où sa couleur jaune. Le panache de suies noires est particulièrement visible derrière la flamme. Photographie prise par un touriste japonais depuis un avion en attente de traversée de la piste 26 R.

gauche. Un tel dégagement a pu occasionner des dégats structuraux non négligeable (fusion des panneaux de l'aile et/ou de la nacelle) et chauffer les réservoirs 2 et 6. D'après les cadrans des jauges retrouvés à Gonesse, le réservoir 2 pourrait être vide au moment de l'impact alors que son symétrique, coté droit de l'appareil, était pratiquement plein. L'apport éventuel du combustible du réservoir 2 aurait pu se traduire par une modification de la flamme, variable selon la durée de cet apport, instantanée ou non.

6.3 Ingestion de gaz brûlés par le moteur

L'ingestion de gaz brûlés provenant de la flamme accrochée sous l'aile par les prises d'air des moteurs gauches a déjà été évoquée. Outre la discussion déjà conduite (§ 5), l'ingestion de gaz brûlés pourrait être la cause du pompage lourd du moteur 1 entre les instants 97612.1 et 97613.1. A ce moment, l'avion quitte le sol, ce qui entraine une modification de l'écoulement autour de celui-ci et a pu favoriser une telle ingestion. Les traces de suies retrouvées sur la piste semblent d'ailleurs montrer une modification de la combustion (voir ci-dessus).

6.4 Et si...

L'objectif est ici d'envisager, d'un point de vue purement combustion, deux événements possibles qui auraient pu se produire lors de l'accident de Gonesse : la rentrée du train d'atterrissage principal gauche et un arrêt de l'avion sur la piste au lieu de décoller. Ces analyses sont évidemment purement spéculatives mais montrent que ces alternatives n'auraient probablement pas changé grand chose.

6.4.1 Rentrée du train d'atterrissage

Comme nous l'avons dit à la section 1.2 de ce rapport, la flamme turbulente accrochée sous l'aile du Concorde lors de l'accident de Gonesse était stabilisée par le sillage du train d'atterrissage

principal gauche. La remontée de la flamme depuis l'arrière corps des moteurs vers l'avant de l'appareil n'a, de plus, été possible qu'en raison des perturbations aérodynamiques engendrées par le train (§ 4.3). Si le train avait pu être rentré, la flamme aurait probablement été soufflée pour venir se stabiliser au voisinage de la sortie des réacteurs.[13]

Dès que la flamme est soufflée, les mécanismes ayant conduit à son allumage (ingestion de kérosène par la trappe du climatiseur et/ou les prises d'air secondaires du moteur, mise en contact de ce kérosène avec les parties chaudes du moteur,...) réapparaissent. Dans ce cas, une flamme entretenue aurait probablement subsisté à l'intérieur de la nacelle, au voisinage de la tuyère primaire du moteur. Cette flamme ne pourrait alors plus remonter le long de la nacelle (absence du sillage du train) mais contribuerait à l'accrochage d'une flamme principale au voisinage des paupières, se développant vers l'arrière de l'avion.

6.4.2 Arrêt de l'avion avant décollage

Lors de l'accident de Gonesse, l'avion a décollé avec les conséquences que l'on connait. Une alternative était que le pilote décide d'interrompre le décollage et de tenter d'arréter l'appareil sur la piste. Il ne nous appartient pas de juger de la faisabilité et de l'opportunité d'une telle tentative, en admettant que le pilote ait pu avoir les éléments d'informations pouvant le pousser à une telle décision. Néanmoins, toujours d'un point de vue "combustion" nous pouvons examiner les conséquences prévisibles de l'arrêt de l'appareil, en supposant qu'il fût possible sans dégats annexes (sortie de piste, etc...).

En admettant que l'avion ait pu s'arrêter et compte tenu du débit de la fuite de kérosène, de l'ordre de 50 à 100 kg/s (voir § 2), il aurait été immédiatement entouré d'une mare de kérosène en feu (il restait encore environ 2 tonnes de kérosène dans le réservoir N^o 5 à Gonesse, probablement plus en cas d'arrêt sur la piste). Le feu serait en outre remonté vers le réservoir et aurait éventuellement pu déclencher une explosion. Il ne faut pas non plus oublier que le feu aurait aussi provoqué des dommages aux autres réservoirs dont la plupart sont encore pleins à ce moment là. Même en l'absence d'explosion et malgré leur indéniable rapidité d'intervention, les pompiers se seraient retrouvés en face d'un gigantesque brasier probablement très difficile et très long à maîtriser, laissant très peu de chances aux passagers et à l'équipage de l'avion.

[13] Cette remarque ne considère évidemment qu'un point de vue "combustion." Vu la situation de l'avion, la rentrée du train endommagé n'était pas souhaitable (risque de ne pouvoir le ressortir ou de créer une combustion résiduelle de pneus dans le puits de train,...).

ANNEXES

A Caractéristiques chimiques du kérosène

Le kérosène est un hydrocarbure assimilé ici à $C_{12}H_{24}$. Le kérosène est en fait un mélange de différents hydrocarbures et plusieurs formules chimiques globales sont utilisées dans la littérature ($C_{10}H_{20}$, $C_{10}H_{18}$,...). Pour notre utilisation, seul compte le rapport du nombre d'atomes d'hydrogène et de carbone, voisin de 2.

A.1 Réaction chimique

La réaction chimique globale est :

$$C_{12}H_{24} + 18O_2 \longrightarrow 12CO_2 + 12H_2O \tag{10}$$

La combustion stœchiométrique de 168 kg de kérosène nécessite donc 576 kg d'oxygène soit environ 2485 kg d'air. Pour 1 kg de kérosène, il faut 3.4 kg d'oxygène ou 14.8 kg d'air. Le rapport stœchiométrique massique (rapports des masses d'oxygène et de combustible nécessaires dans les proportions stœchiométriques) vaut donc $s = 3.4$. De même, une mole de kérosène nécessite pour brûler 18 moles d'oxygène et $18 \times (1 + 3.76) = 85.7$ moles d'air. Rappellons qu'une mole de gaz occupe, dans les conditions normales, un volume de 22.4 litres.

Le rapport stœchiométrique ϕ qui compare les caractéristiques chimiques d'un écoulement pur de kérosène (fraction massique de kérosène $Y_F^0 = 1$) et d'air (fraction massique d'oxygène $Y_O^0 = 0.23$) vaut :

$$\phi = \frac{sY_F^0}{Y_O^0} \approx 14.8 \tag{11}$$

Le rapport de mélange stœchiométrique Z_{st}, caractérisant le mélange stœchiométrique kérosène / air en terme d'une variable de mélange Z ($Z = 0$ dans l'air pur et $Z = 1$ dans le combustible pur), est donné par :

$$Z_{st} = \frac{1}{\phi + 1} \approx 0.063 \tag{12}$$

A.2 Energie dégagée par la réaction

Le pouvoir calorifique inférieur (PCI) du kérosène est d'environ $PCI = 42.5$ MJ/kg. Ce pouvoir calorifique mesure l'énergie dégagée par la combustion d'un kilogramme de combustible. L'eau formée par la réaction est supposée rester à l'état vapeur, c'est à dire que la chaleur latente de vaporisation de celle-ci, a priori récupérable, n'est pas prise en compte, d'où l'adjectif "inférieur".

A titre d'illustration, le moteur Olympus du Concorde brûle environ 20 tonnes de kérosène par heure à pleine puissance, soit 5.6 kg/s. Cette combustion produit une puissance de $5.6 \times 42.5 \approx 240$ MW. La puissance cumulée des quatre réacteurs est donc comparable à celle d'une centrale nucléaire.

A.3 Limites d'inflammabilité

La combustion d'un mélange kérosène/air n'est possible que pour certaines proportions du mélange, décrites par les limites d'inflammabilité. La proportion de kérosène dans l'air, en volume, doit être au minimum de 0.6 % (limite pauvre) et au maximum de 4.7 % (limite riche). Les proportions stœchiométriques correspondent à une mole de kérosène pour 85.7 moles d'air, soit environ 1.2 % en volume. La combustion du kérosène dans l'air n'est donc possible que pour des mélanges dont

la richesse[14] Φ vérifie :

$$0.5 \leq \Phi \leq 4 \tag{13}$$

Remarque : Un mélange kérosène/air ne peut donc brûler que si les réactifs sont dans des proportions convenables, c'est à dire s'il y a suffisamment de kérosène mais pas trop. Il serait tentant d'extrapoler ce résultat en terme de débit maximal de fuite d'un réservoir du Concorde pour éviter l'inflammation. Malheureusement, cette extrapolation n'est pas immédiate car la combustion est controlée par la *richesse locale et instantanée* du mélange, c'est à dire par la richesse en un point donné à un instant donné. Seule une estimation de la *richesse moyenne*, comparant les débits globaux de combustible et d'air, est, a priori, possible comme nous l'avons fait au paragraphe 2.4 pour comparer les accidents de Gonesse et de Washington.

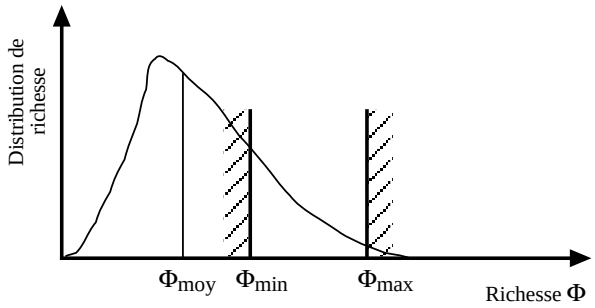


Figure 15: Distribution de la richesse locale dans un mélange turbulent combustible/air imparfait. Le mélange ne peut brûler que s'il se situe dans les limites d'inflammabilité (richesse locale Φ telle que $\Phi_{min} \leq \Phi \leq \Phi_{max}$). La richesse moyenne du mélange Φ_{moy} peut facilement être estimée à partir des débits globaux d'air et de combustible mais n'est pas forcément représentative du mélange local. Ici, $\Phi_{moy} < \Phi_{min}$ mais une partie du mélange peut bûler.

Pour aller plus loin, il faudrait pouvoir estimer une distribution de richesse et déterminer la part du mélange se trouvant dans les limites d'inflammabilité (Fig. 15), ce qui suppose une description précise du mélange turbulent dans les conditions de roulage du Concorde. Le seul point sûr est qu'une richesse moyenne très faible correspond à une fraction importante du mélange se situant en dessous de la limite d'extinction pauvre (richesse minimale Φ_{min}), comme pour l'accident de Washington (voir § 2.4). Au contraire, une richesse moyenne au delà des limites d'inflammabilité traduirait probablement une large distribution de richesse du mélange dont une part non négligeable serait comprise entre les limites Φ_{min} et Φ_{max}. Il est certain qu'un débit de kérosène faible ne permettrait pas son inflammation mais il est difficile de fixer une limite en terme de richesse moyenne, surtout compte tenu des incertitudes, notamment dans l'estimation du débit d'air qu'il faut considérer et la description de son mélange turbulent avec le kérosène.

A.4 Vitesse de flamme

Une flamme est capable de se propager dans un mélange combustible / oxydant au repos. La vitesse de propagation est appelée vitesse de flamme laminaire. Elle caractérise, en partie, la combustion et mesure le taux de dégagement de chaleur d'une flamme laminaire. Cette vitesse est

[14] La richesse Φ compare la proportion de combustible dans un mélange combustible / comburant à celle que devrait avoir ce combustible pour que le mélange soit stœchiométrique. Ainsi, une richesse $\Phi = 1$ signifie que le mélange est en proportion stœchiométrique tandis que $\Phi = 0.5$ indique qu'il contient moitié moins de combustible que le comburant disponible permettrait d'en brûler (mélange pauvre). Lorsque $\Phi > 1$, le combustible est en excès et le mélange est alors dit "riche".

maximale aux voisinages des proportions stœchiométriques, environ 0.5 m/s pour le kérosène, et tombe à zéro (pas de combustion) aux limites d'inflammabilité.

A.5 Auto-inflammation

La température d'auto-inflammation T_i correspond à la température à laquelle il faut porter un mélange combustible / comburant stœchiométrique pour assister au développement spontané d'une flamme.[15] Pour le kérosène, cette température d'auto-inflammation vaut environ[16] :

$$T_i \approx 240^o C \approx 513\, K \tag{14}$$

Cette donnée n'est toutefois pas suffisante car l'inflammation d'un mélange combustible n'est pas instantanée. En fait, la combustion résulte de réactions chimiques plus ou moins complexes. Par exemple, la combustion d'un hydrocarbure fait intervenir quelques centaines d'espèces chimiques et quelques milliers de réactions élémentaires. Ces réactions sont généralement classées en quatre groupes qui interviennent successivement :

- *les réactions d'initiation* permettent de briser les molécules initiales (combustible, comburant). Elles sont généralement fortement endothermiques, raison pour laquelle il faut apporter de l'énergie (étincelle, source de chaleur,...) pour initier la combustion.
- *les réactions de ramification* produisent les radicaux chimiques, intermédiaires de réaction.
- *les réactions de propagation* constituent le coeur même de la combustion. Fortement exothermiques, elles fournissent la chaleur dégagée par la combustion et assurent son entretien.
- *les réactions de terminaison* interviennent en fin de processus et conduisent à l'équilibre final.

Le développement de ces processus demande un certain temps quantifié en terme de temps d'auto-inflammation et fonction de la température initiale du mélange. Comme le montre la figure 16, plus la température initiale est élevée, plus ce délai est court. En dessous de la température d'autoinflammation, la combustion n'est plus possible. Ce délai dépend aussi fortement de la richesse du mélange réactif, c'est à dire de la proportion combustible/air, comme le montre la figure 17. Pour des températures initiales de l'ordre de 1100 K, seuls les mélanges prochent des conditions stœchiométriques ($Z \approx 0.063$) peuvent s'enflammer avec un délai de l'ordre de quelques dizaines de millisecondes. Un contact direct avec les gaz de réchauffe du moteur Olympus du Concorde ($1400\, K$) conduirait à des délais d'inflammation beaucoup plus courts, de l'ordre de 0.1 m/s pour les conditions stœchiometriques. L'augmentation de la température initiale des gaz permet d'envisager l'inflammation de mélanges contenant une proportion plus importante de kérosène que les conditions stœchiométriques.

Dans le cas du Concorde, pour un mélange combustible porté à 800 ^{o}C par mélange avec les gaz chauds issus du réacteur (environ 1000 ^{o}C), le délai serait $\tau_i \approx 40$ ms. Pour un écoulement de gaz frais à 100 m/s, il faudrait donc environ 4 m pour que la réaction se développe, ce qui semble exclure une flamme accrochée à l'arrière de l'avion. Cette analyse est toutefois beaucoup trop grossière :

[15] Les taux de réaction chimiques dépendent exponentiellement de la température à travers les lois d'Arrhénius qui régissent les cinétiques chimiques. Au delà de la température d'auto-inflammation, les réactions chimiques s'emballent et la combustion se développe.

[16] La correspondance entre degrés Celsius (^oC) et Kelvin (K), référencés respectivement au point de congélation de l'eau et au zéro absolu, est donnée par la relation $1^oC = 273.15\, K$

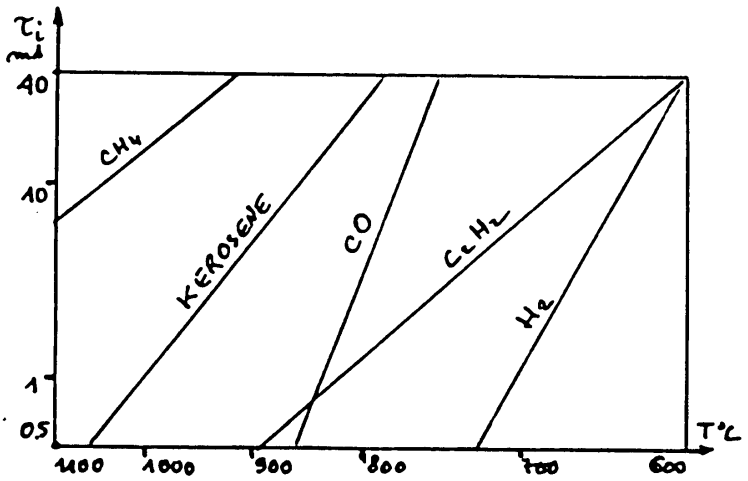


Figure 16: Délais d'autoinflammation τ_i (ms) donnés en fonction de la température initiale du mélange (^{o}C) pour différents combustibles. E. Esposito, cours de combustion, Ecole Centrale Paris

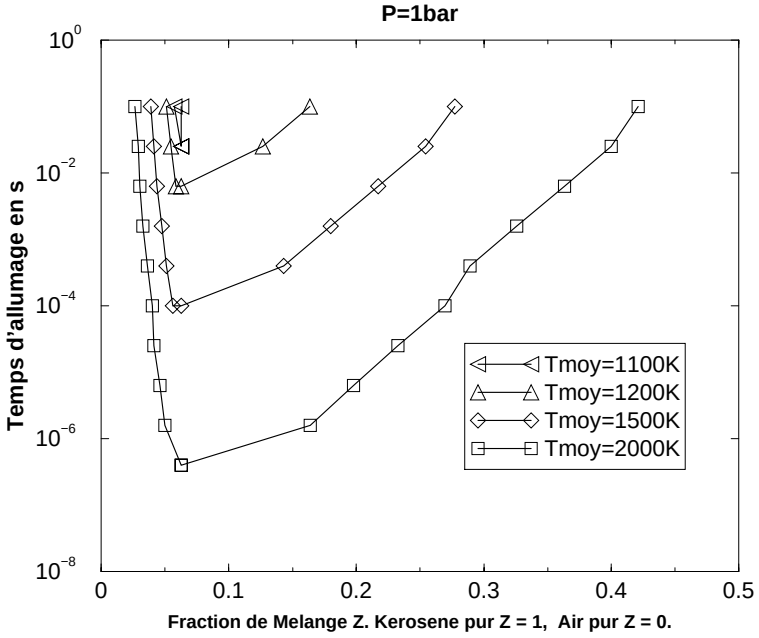


Figure 17: Délais d'auto-allumage d'un mélange kérosène/air en fonction des proportions de combustible et d'air exprimées en terme de variable de mélange Z ($Z = 0$: air pur ; $Z = 1$: kérosène pur ; $Z = Z_{st} = 0.063$: proportions stœchiométriques) pour différentes températures initiales. Simulations numériques réalisés avec une description détaillée de la cinétique du kérosène par C. François et L. Vervisch, LMFN/CORIA, INSA de Rouen.

- Elle exclut l'existence de zones de recirculation où l'inflammation a le temps de se développer : voisinage des paupières, raccordement des flux froid et chaud au niveau de la tuyère interne dans l'hypothèse d'ingestion de combustible par la prise d'air climatisation (voir § 4),...
- Les délais d'auto-inflammation sont mesurés pour un mélange air/combustible au repos porté à une température donnée. La situation lors de l'accident du Concorde est sensiblement différente puisque les gaz frais sont mélangés avec des gaz chauds issus de deux combustion successives (chambre principale, post-combustion). En outre :
  - Le mélange gaz frais / gaz chauds est turbulent. Ce mélange est alors nettemment augmenté par la turbulence et les délais d'inflammation raccourcis.
  - Les gaz chauds contiennent des produits de combustion et des radicaux. Les réactions d'initiation et de ramification, très favorisés, sont alors plus rapides, réduisant considérablement les délais d'inflammation.

B Inflammation d'un mélange kérosène/air par arc électrique

B.1 Généralités

L'énergie minimale nécessaire pour l'inflammation d'un mélange kérosène-air est de l'ordre de 0.2 mJ. Cette énergie n'est pas très élevée et est, a priori, largement disponible dans les faisceaux électriques traversant le puits de train. Cette valeur n'est toutefois réaliste que dans des conditions idéales : mélange stœchiométrique vapeur de kérosène - air, écoulement au repos, caractéristiques adéquates de l'arc,... certainement plus proches des conditions de l'inflammation dans le réservoir du vol TWA 800 que dans celles de l'accident du Concorde à Gonesse. A titre de comparaison, l'énergie d'une bougie automobile est de l'ordre de 20 mJ, pour une durée d'étincelle de 1 ms.

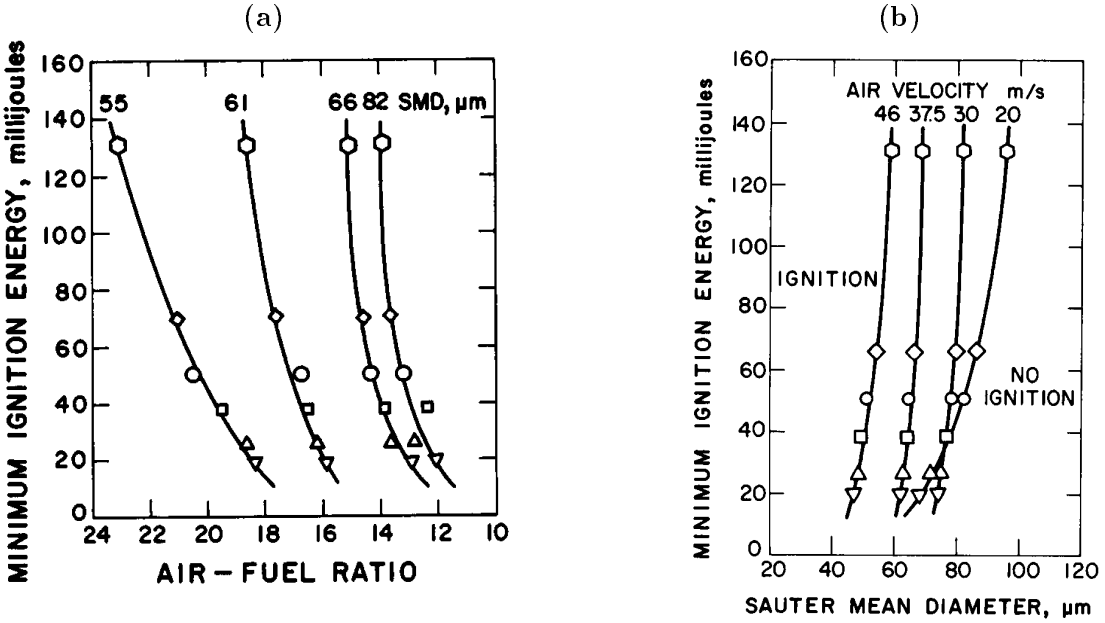


Figure 18: Energie minimale nécessaire à l'inflammation par étincelle d'un mélange gouttes de kérosène / air. (a) pour un écoulement d'air à 37.5 m/s en fonction du rapport de masse air/combustible (rapport stœchiométrique : 14.8) et de la taille moyenne des gouttes (diamètre moyen de Sauter, SMD) ; (b) pour un mélange stœchiométrique gouttes de kérosène / air, en fonction de la taille moyenne des gouttes (diamètre moyen de Sauter, SMD) pour différentes vitesses de l'écoulement d'air. Données extraites des travaux de Subba Rao et Lefebvre (1973), cités par Kuo (1986).

L'énergie nécessaire à une bougie pour enflammer un mélange gouttes de combustible / air dépend fortement d'un certain nombre de paramètres : richesse du mélange air / combustible, tailles des gouttes de kérosène, vitesse et turbulence de l'écoulement. La figure 18(a) montre l'énergie minimale nécessaire à l'allumage en fonction du rapport de masse air/combustible (le mélange stœchiométrique correspond à 14.8, voir § A) et de la taille moyenne des gouttes. L'énergie minimale est d'autant plus élevée que le rapport de masse air/combustible est élevée (les mélanges très riches ne sont pas considérés ici) et que le diamètre des gouttes est grand. Il faut noter que plus les gouttes sont grosses, plus le domaine où l'inflammation est possible est limité. Ainsi, pour des gouttes de diamètre moyen 82 μm, il est quasiment impossible d'allumer pour un rapport air/combustible supérieur à 14 (richesse inférieure à $\Phi = 1.06$) quelle que soit l'énergie disponible. Ces résultats sont confirmés par la figure 18(b) qui montre l'influence de la vitesse de l'écoulement : plus cette vitesse est élevée, plus l'allumage est difficile. Ce résultat est confirmée par la figure 19. Pour un rapport air / combustible donnée et une énergie donnée, la taille moyenne des gouttes

qu'il est possible d'enflammer diminue lorsque la vitesse de l'écoulement augmente.

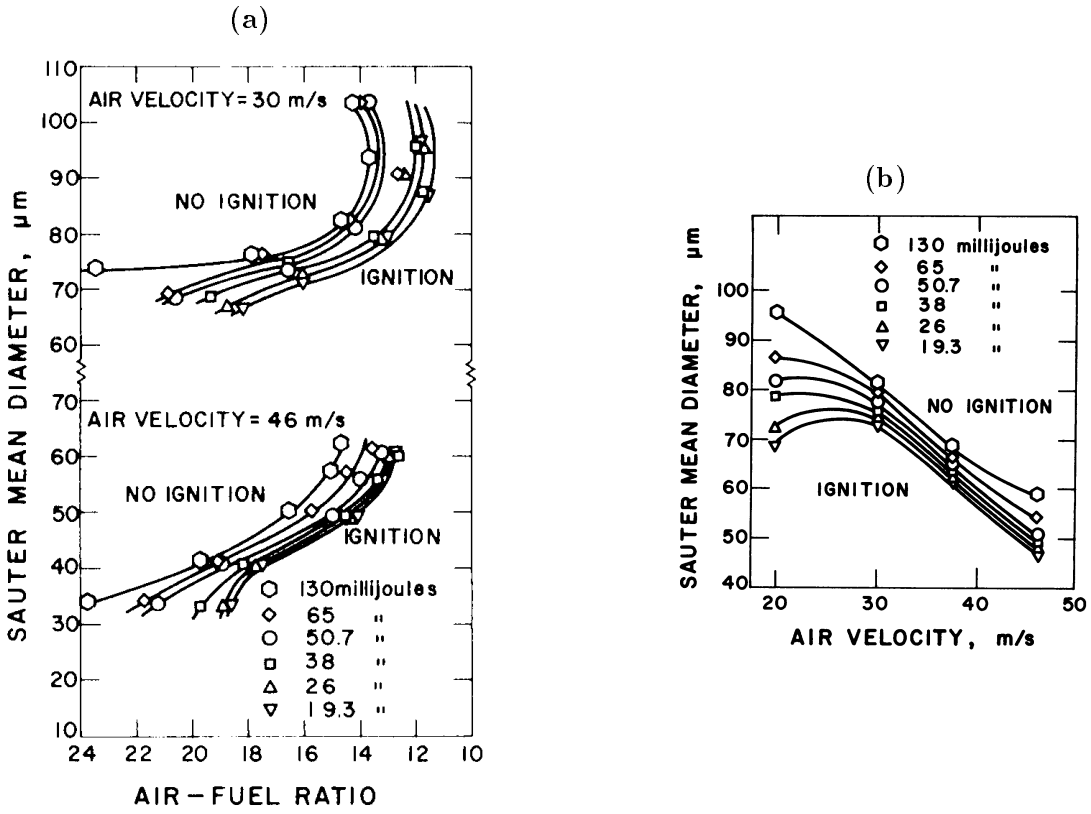


Figure 19: Limite d'inflammation d'un mélange gouttes de kérosène / air en fonction de la taille moyenne des gouttes (diamètre moyen de Sauter, SMD) et pour différents niveaux d'énergie de l'étincelle. (a) en fonction du rapport de masse air / combustible (rapport stœchiométrique : 14.8) ; (b) en fonction de la vitesse de l'écoulement pour un mélange stœchiométrique. Données extraites des travaux de Subba Rao et Lefebvre (1973), cités par Kuo (1986).

L'énergie disponible à l'étincelle n'est pas un paramètre suffisant. En effet, l'énergie requise dépend aussi sensiblement de l'écart entre les électrodes, comme le montre la figure 20. Il existe une distance optimale entre les électrodes. Une trop courte distance réclame une énergie élevée.[17] La figure 20 montre aussi que l'énergie minimale dépend également de la turbulence de l'écoulement. Plus l'écoulement est turbulent, plus les fluctuations de vitesse sont élevées et plus l'énergie nécessaire à l'inflammation est importante.

Ces résultats montrent clairement que l'inflammation par étincelle d'un mélange de kérosène et d'air est possible mais réclame des conditions très favorables : mélange quasiment stœchiométrique, faible vitesse d'écoulement, peu de turbulence, gouttes aussi fines que possible, énergie suffisante de l'arc électrique, bonne configuration de l'arc,... Cet allumage est, en pratique, délicat et requiert des précautions particulières. C'est pourquoi, en général, dans les foyers aéronautiques, comme dans d'autres systèmes, des injecteurs spéciaux sont utilisés au moment du démarrage pour assurer une pulvérisation suffisamment fine du kérosène au voisinage de (ou des) bougie(s) d'allumage, comme le montre la figure 21.

[17] Ce résultat, a priori surprenant, est dû au fait qu'il existe une taille minimale en deçà de laquelle un noyau de flamme ne peut pas se développer. il faut alors que l'énergie de l'étincelle soit suffisante pour permettre à la flamme d'atteindre cette taille.

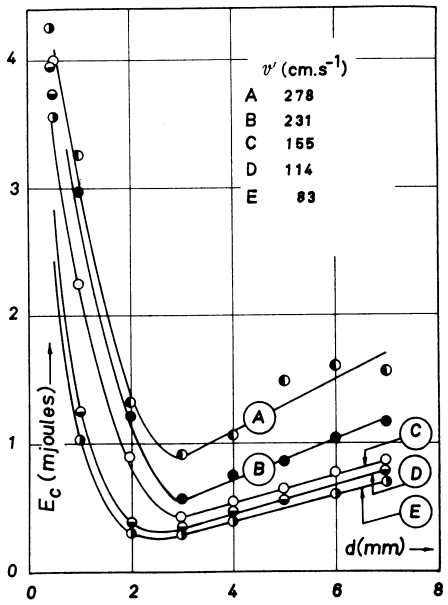


Figure 20: Influence de la distance entre les électrodes sur l'énergie minimale d'allumage par étincelle d'un mélange propane / air de richesse $\Phi = 0.8$ pour différents niveaux de turbulence. Données extraites des travaux de De Soete (1971), cités par De Soete (1976).

B.2 Commentaires relatifs à l'accident de Gonesse

Le paragraphe précédent (§ B.1) montre clairement que l'inflammation d'un mélange kérosène/air par un arc électrique, par exemple dû au sectionnement d'un faisceau électrique, est, a priori, difficile. En effet, il faut réunir des conditions extrèmement favorables tant en terme de mélange, de pulvérisation du kérosène liquide, de vitesse de l'écoulement, d'énergie et de morphologie de l'étincelle qui rendent peu probable cette situation. Rappelons que la conception du système d'allumage du kérosène dans un moteur aéronautique est, en elle-même, un challenge pour les ingénieurs qui recourent souvent à des dispositifs spécifiques (injecteurs supplémentaires dédiés).

Dans le cas de l'accident de Gonesse, vu la conception du Concorde et la nécessité d'un écoulement à faible vitesse, l'allumage par étincelle n'est sérieusement envisageable que dans le puits de train (passage de cables électriques, écoulements recirculants à faible vitesse) ou, éventuellement, dans le sillage de la jambe de train (zone de recirculation, cable alimentant les ventilateurs de frein descendant le long de la jambe). La photographie 22 présente la configuration du train principal gauche du Concorde. Elle montre, en particulier, les positions relatives des roues, du puits et de la jambe de train, ainsi que des contrefiches.

La configuration du Concorde montre que les faisceaux sont plutôt protégés d'un éclatement du pneu de la roue numéro 2. Les cables d'alimentation des ventilateurs de roues descendent le long de la face arrière de la jambe de train et donc à l'opposé de la roue 2 (photographie 23). Les cables 115 V alimentant les ventilateurs de freins sont situés au fond du puits de train et principalement vers l'avant de l'avion. Ils ne paraissent véritablement accessibles à des impacts d'objets que vers les extrémités latérales du puits. Ils semblent en outre protégés de débris issus de la roue 2 par les contrefiches et l'extrémité de la jambe de train (photographie 24). Rien ne semble aujourd'hui indiquer qu'ils aient été sectionnés lors de l'éclatement du pneu. La situation était différente lors de l'accident de Washington (14 juin 1979) puisque la roue 6 est directement à l'aplomb du puits de train et n'est pas séparée de celui-ci par les contrefiches. Des débris avaient d'ailleurs traversé complétement le puits de train.

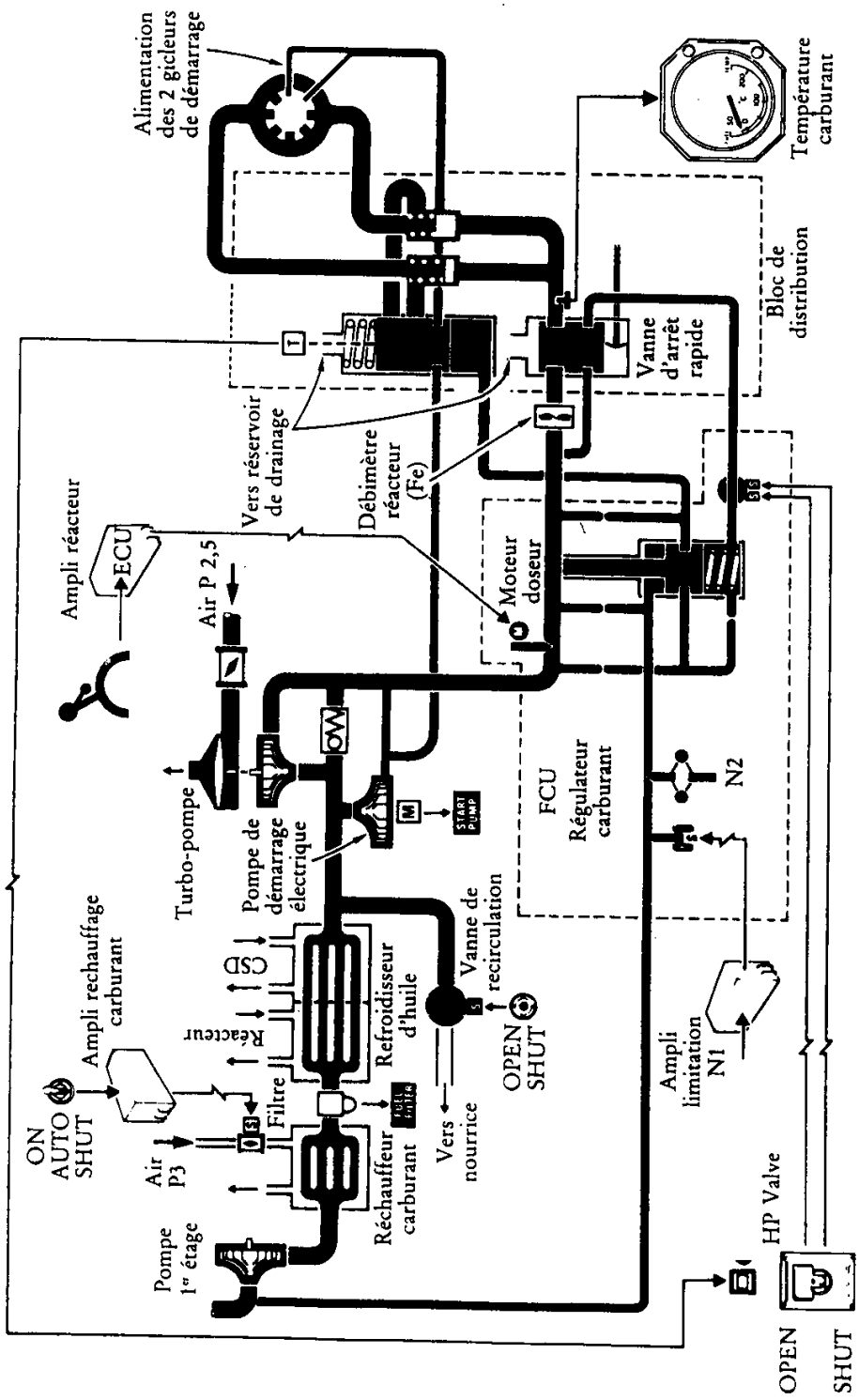


Figure 21: Schéma de principe de la distribution de combustible dans les moteurs Olympus du Concorde. Ce schéma montre en particulier le dispositif d'injection spécial destiné à l'allumage du moteur. Extrait de la documentation Air France relative au Concorde (Référence DT.NT 20/7/99 10h20 GM, I-18.00.1).

Figure 22: Photographie du train principal gauche d'un Concorde vu vers la gauche de l'appareil. La roue numéro 2, incriminée dans l'accident de Gonesse est la roue au premier plan à droite. Les roues en cause dans l'accident de Washington (14 juin 1979) sont les deux roues arrières du train (5 et 6). Photographie BEA prise sur un Concorde d'Air France à Roissy le 8/12/2000.

Figure 23: Photographie de la jambe du train principal gauche d'un Concorde. L'avant de l'appareil est vers la gauche de l'image. Les cables d'alimentation des ventilateurs de roues descendent le long de la face arrière de la jambe. Photographie BEA prise sur un Concorde d'Air France à Roissy le 8/12/2000.

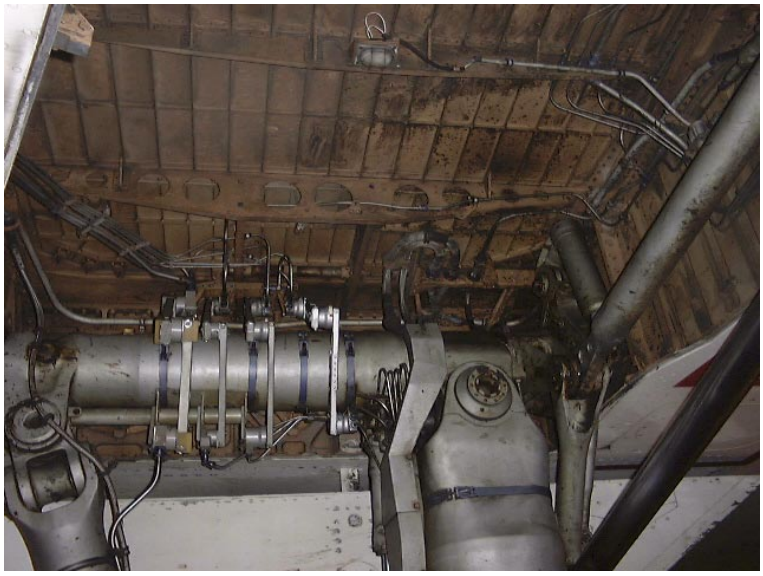


Figure 24: Photographie du puits du train principal gauche d'un Concorde. L'avant de l'appareil se trouve vers la droite de l'image. Les cables électriques sont essentiellement situés au fond du puits et paraissent protégés d'impacts de débris issus de la roue 2 par les contrefiches (deux des trois contrefiches sont visibles, la troisième est clairement apparente sur la photographie 22). Photographie BEA prise sur un Concorde d'Air France à Roissy le 8/12/2000.

Compte tenu du débit estimé de la fuite, un jet de kérosène liquide conséquent s'échappe de la perforation du réservoir 5, localisée 25 cm en amont du puits de train (photographie 25). Ce jet interagit violemment avec un écoulement d'air transversal de 100 m/s, dû à la vitesse de l'avion. Dans ces conditions, le jet liquide est pulvérisé en fines gouttelettes à sa périphérie tandis que des grosses gouttes, voire des paquets de combustible liquide s'échappent de sa partie aval, comme schématisé sur la figure 26. Il est donc probable que du kérosène liquide pénétre, entrainé par l'écoulement, dans le puits de train mais plutôt sous forme de gros paquets que de fines gouttelettes. Dans ces conditions, l'inflammation d'un tel milieu parait difficile, voire impossible.

B.3 Conclusions

L'allumage par étincelle d'origine électrique d'un mélange kérosène liquide / air n'est possible que dans des conditions trés particulières[18] : pulvérisation suffisamment fine du kérosène, proportions quasiment stœchiométriques des réactifs, faibles vitesses et faible niveau de turbulence de l'écoulement, énergie suffisante de l'étincelle dont la forme doit être adéquate,... Compte tenu des conditions observées dans l'accident de Gonesse, il est très peu probable que toutes ces conditions aient pu être réunies, même si, en toute rigueur, cette hypothèse ne puisse être complétement exclue. En outre, rien ne prouve la rupture d'un cable électrique suite à une projection de débris. Enfin, ce scénario ne correspond pas aux témoignages très précis recueillis sur l'initiation de la flamme lors de l'accident (voir annexe F).

[18] L'inflammation du kérosène est d'ailleurs réputé difficile : il est possible d'éteindre une allumette ou une cigarette dans un bac contenant du kérosène. Expérience à ne pas tenter avec l'essence ! Par ailleurs, un collègue chercheur au CNRS nous a appris que pour allumer des feux de nappes de kérosène (études de sécurité incendie), les difficultés d'inflammation l'obligent à recourir à des dispositifs pyrotechniques.

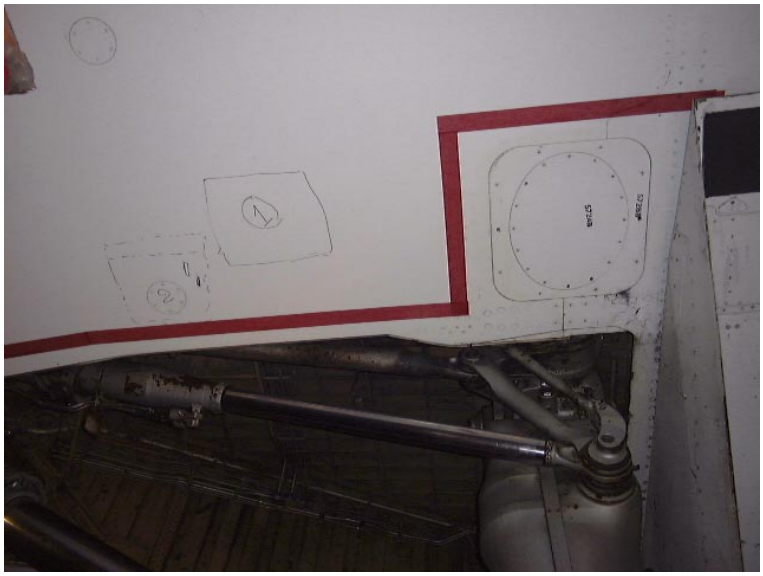


Figure 25: Photographie du puits du train principal gauche d'un Concorde. L'avant de l'appareil se trouve vers le haut de l'image. Le cadre indiqué (1) correspond à la fuite de kérosène du réservoir 5. Photographie BEA prise sur un Concorde d'Air France à Roissy le 8/12/2000.

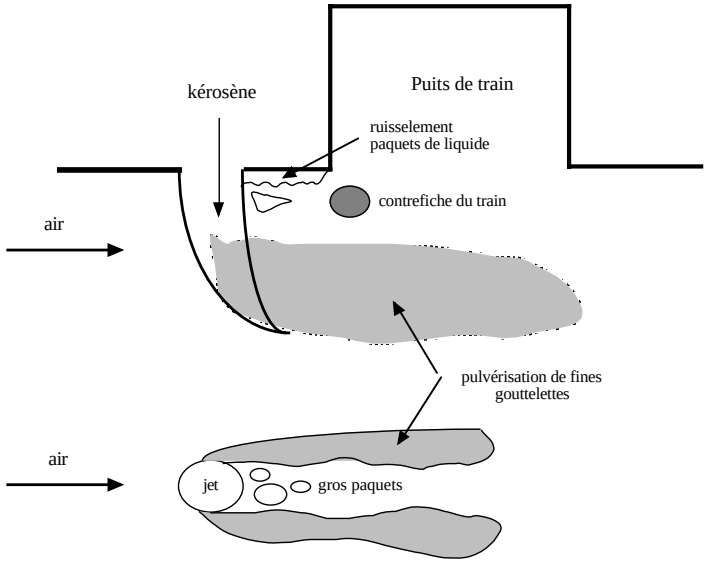


Figure 26: Schématisation de la fuite de jet liquide. En haut : vue latérale, en bas : vue de dessus. Compte tenu des conditions, le jet est pulvérisé en fines gouttelettes à sa périphérie et à son extrémité, tandis que des gros paquets de liquide se détachent en aval et son probablement entrainés dans le puits de train.

C Expérience dite de la "flamme-pilote" (ONERA)

Cette expérience conduite à l'ONERA (Office National d'Etudes et de Recherches Aérospatiales) par Pierre Moreau (Moreau 1981) a été conçue pour étudier une flamme turbulente prémélangée. La configuration retenue est schématisée sur la figure 27. Un jet turbulent prémélangé méthane/air (vitesse d'injection 55 m/s) est enflammé par un jet de gaz brûlés chauds (température 2000 K, vitesse 110 m/s) issus d'une première combustion. Le jet de gaz chauds fournit l'énergie qui permet la stabilisation de la flamme, d'où l'appellation de "flamme-pilote".[19]

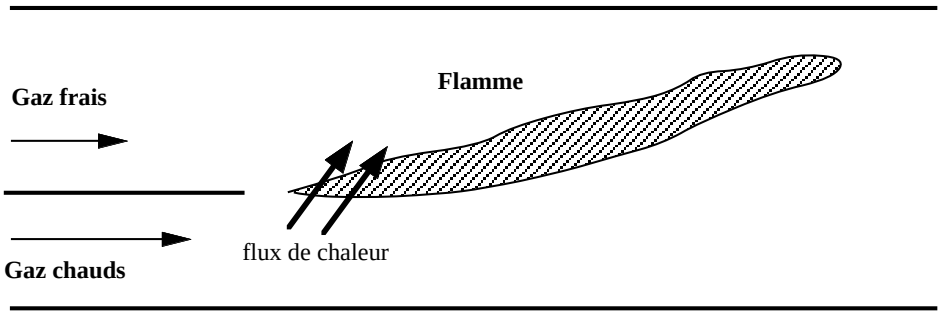


Figure 27: Expérience de P. Moreau (ONERA). Une flamme turbulente prémélangée méthane/air est stabilisée par un jet de gaz brûlés issus d'une première combustion. La chambre de combustion a une section carrée 100 × 100 mm^2 (section d'entrée des gaz frais : 80 × 100 mm^2 ; des gaz brûlés : 19 × 100 mm^2. Les vitesses des écoulements sont élevées : 55 m/s pour les gaz frais prémélangés, 110 m/s pour le jet de gaz brûlés qui joue le rôle d'une flamme-pilote en fournissant l'énergie nécessaire à l'inflammation du mélange méthane/air (Moreau 1981).

Il faut noter que dans cette configuration, les vitesses des écoulements, respectivement 55 et 110 m/s, sont trop importantes pour qu'une flamme prémélangée turbulente puissent les soutenir (la vitesse de flamme turbulente, dans ces conditions, est de l'ordre de 10 m/s). Les gaz frais sont ici chauffés par les flux thermiques apportés par les gaz brûlés permettant l'inflammation des réactifs et la stabilisation de la flamme.

[19] Les flammes-pilote sont souvent utilisées pour stabiliser des flammes turbulentes non-prémélangées, notamment dans les fours industriels : des petites flammes prémélangées, situées à la base de la flamme principale garantissent un accrochage stable de la flamme (Poinsot and Veynante 2001).

D Couches limites - sillages

D.1 Généralités sur les couches limites

Les couches limites sont des zones où un écoulement, parallèle à une paroi, est perturbé par la présence de cette paroi (Fig. 28). Ces couches limites, situation générique de l'interaction écoulement / paroi, ont fait l'objet de nombreuses études, résumées, par exemple dans l'ouvrage de Schlichting (1987).

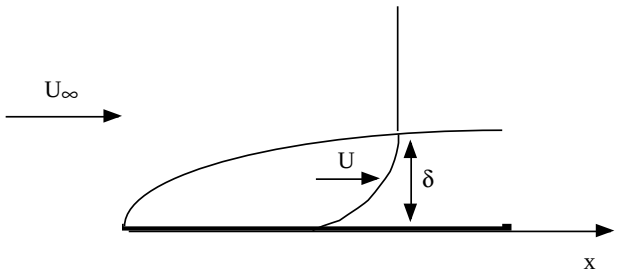


Figure 28: Schématisation d'une couche limite. L'écoulement de vitesse U_∞ est perturbé par la présence d'une paroi parallèle à celui-ci. L'épaisseur de la couche perturbée est δ.

Cette pertubation se traduit déjà par une réduction de la vitesse moyenne de l'écoulement au voisinage de la paroi où, par frottement, cette vitesse est nulle. Avec les notations de la figure 28, Schlichting (1987) donne pour l'épaisseur δ et le profil de vitesse U dans la couche limite les valeurs suivantes :

$$\delta\left(x\right) = 0.37x\left(\frac{U_\infty x}{\nu}\right)^{-1/5} \tag{15}$$

$$U\left(x,y\right) = U_\infty\left(\frac{y}{\delta\left(x\right)}\right)^{1/7} \tag{16}$$

où ν est la viscosité de l'air ($\nu \approx 2.10^{-5}\, m^2/s$) et U_∞ la vitesse amont de l'écoulement. L'origine de la coordonnée x est au bord d'attaque de la paroi tandis que y mesure la distance perpendiculairement à celle-ci.

Dans le cas du Concorde, la vitesse U_∞ correspond à la vitesse de l'avion, soit $U_\infty \approx 100\, m/s$. A une distance $x_1 = 10\, m$, ordre de grandeur de la distance du bord d'attaque au bord de fuite de l'aile au niveau de la nacelle des moteurs, $\delta(x_1) \approx 0.11\, m$, ce qui n'est pas négligeable. Par contre, la vitesse moyenne $U(x_1, y_1) = 10\, m/s$, ordre de grandeur de la vitesse de flamme maximale, est atteinte à la distance $y_1 \approx 1.1\, 10^{-8}\, m/s$ de la paroi, ce qui est infime et semble exclure la possibilité d'une remontée de la flamme le long de la couche limite. Il ne faut toutefois pas perdre de vue que la formule (16) suppose une plaque plane lisse. Il est, en effet, connu que toute rugosité de la paroi ou la présence d'un obstacle favorisera considérablement le développement de la couche limite et l'apparition de zones à faibles vitesses. Ainsi, le kérosène liquide ruisselant le long de l'aile et de la nacelle favorisera le développement de la couche limite (§ D.4.1).

En pratique, une couche limite est le siège de phénomènes fortement instationnaires et l'information sur la vitesse moyenne (Eq. 16) n'est pas suffisante. De larges structures cohérentes sont

clairement apparentes, comme le montre les photographies 29 et 30. Ces structures s'étendent à travers toute la couche limite comme schématisé sur la figure 31 ("hairpin eddies" ou tourbillons en épingle à cheveux). Elles sont aussi pour effet d'entrainer du fluide externe au voisinage de la paroi. L'extension à travers toute l'épaisseur de la couche limite de ces structures est confirmée par les signaux de vitesse mesurés simultanément pour une même abscisse à différentes distances de la paroi (Fig. 32).

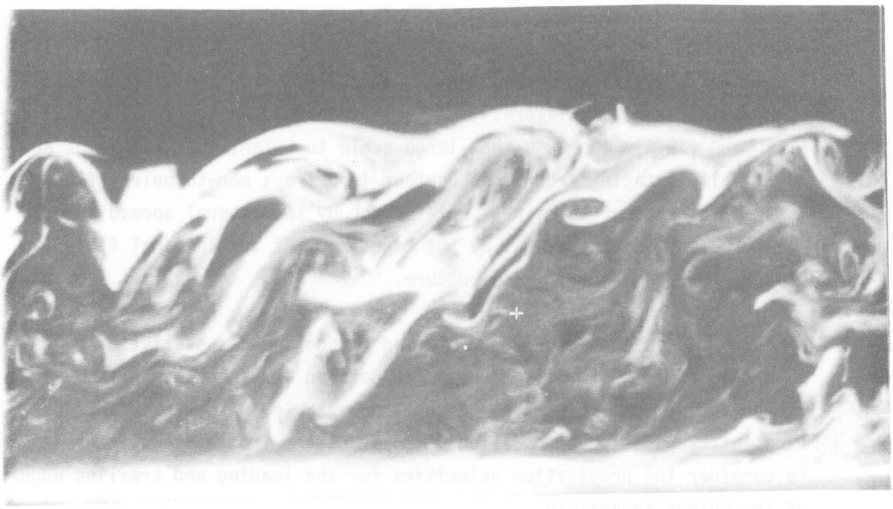


Figure 29: Visualisation d'une couche limite turbulente ensemencée par de la fumée ($U_\infty = 2.5\,m/s$, $x = 3.5\,m$). L'entrainement de fluide externe à l'intérieur de la couche limite est clairement apparent. Travaux de Wallace, Schon, Ladhari et Morel (Ecole Centrale de Lyon), cités par Comte-Bellot and Morel (1983).

Figure 30: Visualisation d'une couche limite turbulente ensemencée par de la fumée. De larges structures cohérentes sont apparentes sur toute l'épaisseur de la couche limite (Falco 1977).

Malgré ce que pourrait laisser croire l'expression (16), une couche limite n'est pas non plus homogène dans la troisième direction, parallèle à la paroi mais perpendiculaire à la direction de l'écoulement. Des mesures soignées montrent l'existence de structures tourbillonnaires ayant le même axe que l'écoulement et séparées par des zones de vitesses lentes, comme le schématise la figure 33. Ces zones sont nettement apparentes sur les mesures de vitesses effectuées dans un plan parallèle à la paroi (Fig. 34). De temps à autres, ces structures sont balayées puis se reconstituent ("bursting phenomenon"). Elles n'en constituent pas moins des régions favorables à la remontée d'une flamme.

Si la connaissance des caractéristiques moyennes, profil de vitesse moyenne (Eq. 16) ou épaisseur

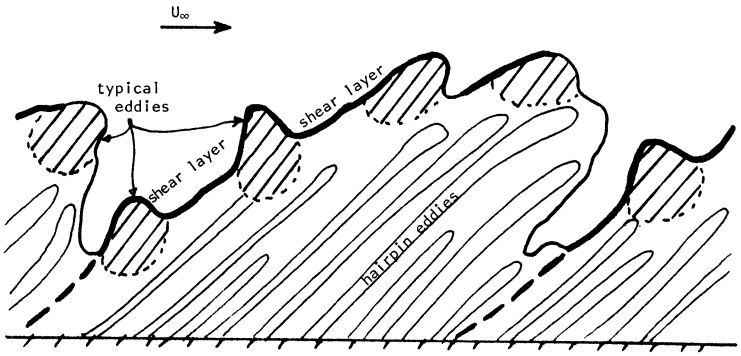


Figure 31: Schématisation des structures tourbillonnaires observées dans une couche limite (Blackwelder 1983c).

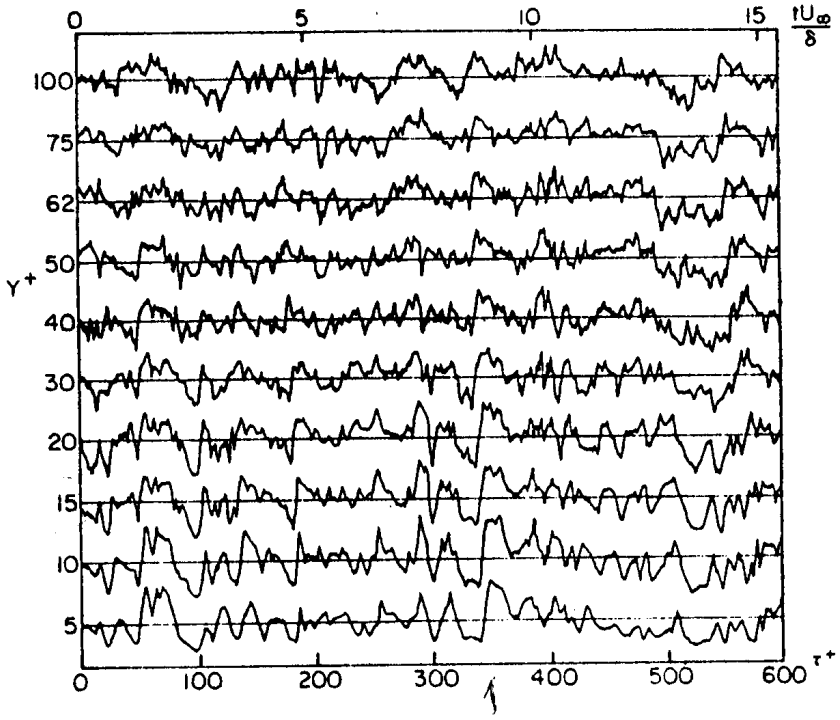


Figure 32: Evolutions temporelles simultanées de la vitesse transversale dans une couche limite à différentes distances de la paroi. La corrélation de ces signaux montre l'extension verticales des structures tourbillonnaires. Une grande structure, affectant toute l'épaisseur de la couche limite est nettement visible pour $\tau^+ \approx 350$. (Blackwelder 1983b).

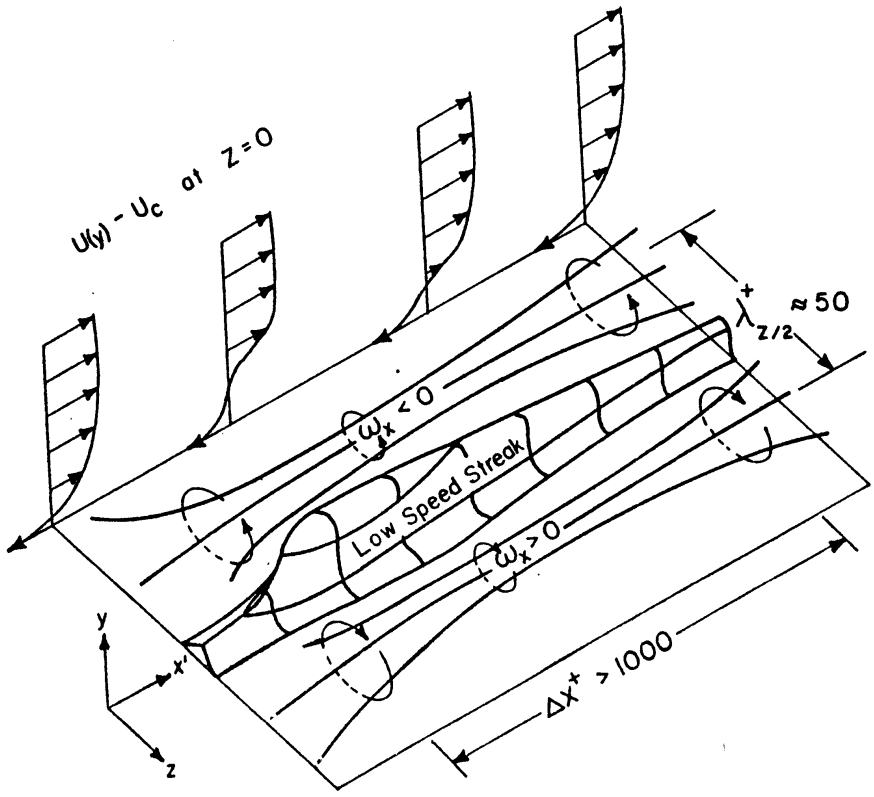


Figure 33: Schématisation des structures tourbillonnaires tri-dimensionnelles observées dans une couche limite. Ces structures sont séparées par des zones à faibles vitesses (Blackwelder 1983a).

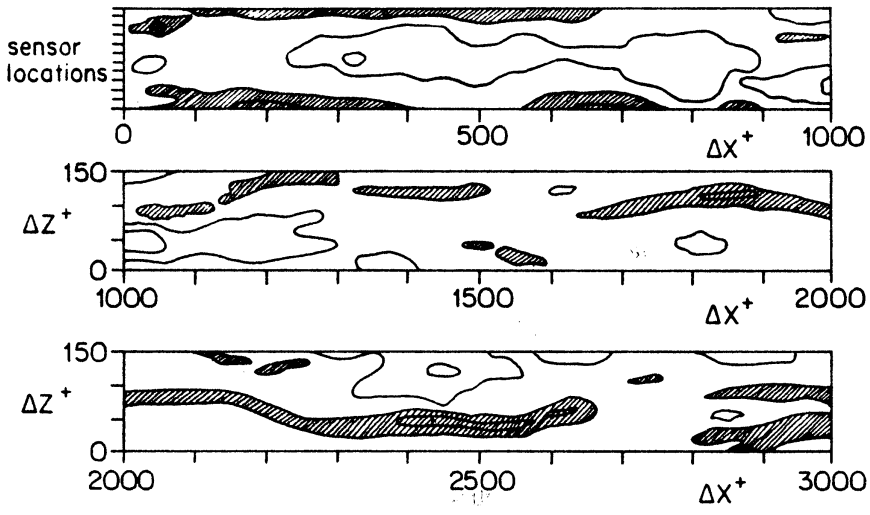


Figure 34: Mesures de vitesses axiales (direction de l'écoulement) dans un plan parallèle au voisinage d'une paroi. Les régions hachurées correspondent à des zones de failbles vitesses, c'est à dire sensiblement inférieures à la vitesse moyenne locale (Blackwelder 1983a).

(Eq. 15), d'une couche limite suffit pour de nombreuses applications, elle ne permet pas de décrire la structure fine de l'écoulement. Les écoulements turbulents sont le siège de phénomènes d'intermittence, alternance au cours du temps de poches de fluides de caractéristiques différentes. Il faut alors être très prudent avec l'interprétation des grandeurs moyennes. Ainsi, une vitesse moyenne de 90 m/s ne signifie pas forcément que la vitesse instantanée de l'écoulement oscille autour de 90 m/s. Elle peut très bien correspondre à l'alternance de poches de fluide de vitesse 100 m/s pendant 90 % du temps et de vitesse 5 m/s (passage d'une grande structure tourbillonnaire) pendant 10 % du temps correspondant à un niveau de fluctuations moyennes faible. La remontée d'une flamme le long de l'aile ou du carénage des moteurs du Concorde sera pourtant possible dès que la vitesse locale de l'écoulement est suffisamment faible, même pendant un temps très court, sans oublier que la présence de la flamme perturbera sensiblement l'écoulement afin de favoriser sa propagation (Annexe D.4).

D.2 Généralités sur les sillages

Un obstacle placé dans un écoulement induit le développement d'un sillage en son aval (Fig. 35), c'est à dire une zone où l'écoulement est plus ou moins fortement perturbé par la présence de l'obstacle. Cette perturbation se traduit tout d'abord par un déficit de vitesse moyenne : l'écoulement est fortement ralenti (la vitesse est quasiment nulle juste derrière l'obstacle avant de reprendre progressivement sa valeur initiale). Schlichting (1987) a aussi proposé des corrélation pour le défaut de vitesse maximal $u_d = U_\infty - U_{min}$ dans le sillage d'un obstacle cylindrique de diamètre d et pour la demi-largeur du sillage b :

$$\frac{u_d}{U_\infty} \approx \sqrt{\frac{C_D d}{\beta x}} \tag{17}$$

$$b \approx \sqrt{\beta C_D dx} \tag{18}$$

avec $C_D \approx 1$ et $\beta \approx 0.18$.

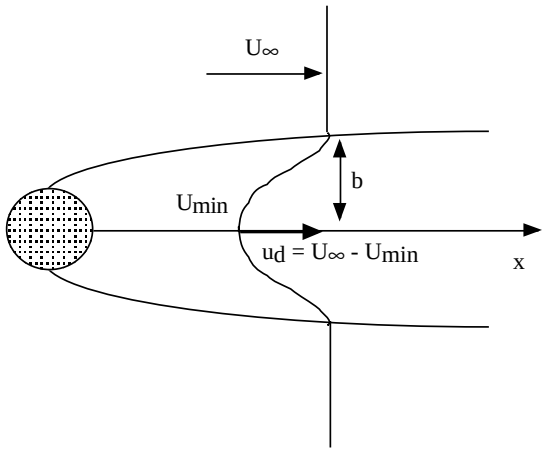


Figure 35: Schématisation du sillage d'un obstacle cylindrique placé dans un écoulement libre à vitesse U_∞. Les corrélations proposées par Schlichting (1987) permettent d'estimer le déficit de vitesse $u_d = U_\infty - U_{min}$, où U_{min} est la vitesse minimale atteinte dans le sillage, et sa demie épaisseur b en fonction de la distance x en aval de l'obstacle.

Dans le cas du Concorde, pour un fût de train d'atterrissage de $d = 0.5\,m$ de diamètre, placé dans un écoulement libre à $U_\infty = 100\,m/s$, vitesse de décollage de l'avion, la vitesse minimale ne vaut que $U_{min} = 1\,m/s$ ($u_d = 99\,m/s$) à $x \approx 2.8\,m$ en aval du train (largeur du sillage : $2b \approx 1.0\,m$). La vitesse minimale $U_{min} = 10\,m/s$ ($u_d = 90\,m/s$) n'est atteinte qu'à environ $x = 3.4\,m$ en aval du train. Le sillage atteint à cet endroit une épaisseur de $2b \approx 1.1\,m$. Dix mètres en aval de l'obstacle, la vitesse minimale moyenne vaut environ $48\,m/s$ pour un sillage d'environ $1.9\,m$ de large.

Comme pour les couches limites, les profils de vitesse moyenne sont suffisants pour un certain nombre d'application, notamment évaluer la trainée de l'obstacle. En revanche, ils ne permettent pas non plus de caractériser la structure de l'écoulement qui présente un détachement de structures tourbillonnaires, connu, au moins pour les relativement faibles vitesses, sous le nom d'allées de Von-Karman et schématisé sur la figure 36.

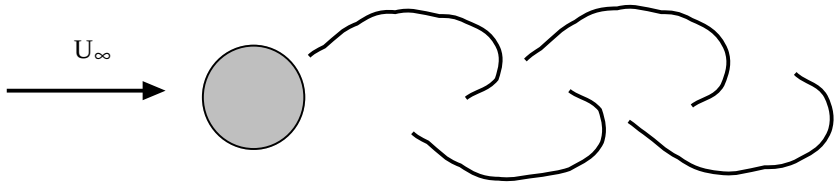


Figure 36: Schématisation du détachement tourbillonnaire appellé "allées de Von-Karman", observé dans le sillage d'un obstacle cylindrique placé dans un écoulement libre à vitesse U_∞.

Là encore, les phénomènes d'intermittence ne sont pas négligeables (passage, en alternance, en un point donné de l'écoulement libre non pertubée et de structures tourbillonnaires à vitesse plus faible) et n'affectent pas forcément les profils de vitesse moyenne de manière très importante. Les structures tourbillonnaires peuvent subsister assez loin en aval de l'obstacle. Ainsi, il nous a été signalé que les structures dues au train avant du Concorde affectent légérement le fonctionnement du moteur 4 de l'avion au moment de la rotation.[20]

D.3 Concorde : une géométrie complexe

Lors des paragraphes précédents, la pertubation d'un écoulement par des obstacles n'a été envisagée que pour des cas simples et académiques, couches limites et sillage. La géométrie réelle du Concorde est beaucoup plus complexe comme l'attestent les photographies 22 et 37 à 40. En phase de roulage de l'avion, l'écoulement en aval du train d'atterrissage du Concorde est certainement beaucoup plus perturbé que ne le laissent supposer les expressions (15), (16), (17) et (18).

En effet, le train principal de l'avion ne se réduit pas à un simple cylindre : présence de deux contrefiches obliques (photographies 37 et 38), voisinage de l'aile, du puits de logement du train et surtout du carénage du réacteur. Le développement de couches limites importantes et d'un sillage très marqué est favorisé par tous ces élements.[21] Le train est quasiment tangent à la nacelle moteurs : le sillage du train interagit donc directement avec les couches limites à la fois sous l'aile et le long de la nacelle. La trappe du puits de train est en contact avec la jambe de train et touche pratiquement la nacelle au niveau de l'entrée d'air. Aile et nacelle forment un "coin" favorable au

[20] La situation des moteurs 1 et 4 est symétrique mais tous les moteurs tournent dans le même sens (la symétrie complète du système supposerait que les moteurs 1 et 4 ont des sens de rotation opposés). Le moteur 1 n'est, en pratique, pas affecté par le détachement tourbillonnaire dû au train avant de l'avion.

[21] Remarquons qu'en assimilant le train et ses contrefiches à un "obstacle équivalent" cylindrique de $d = 1\,m$ de diamètre conduit à des vitesses moyennes minimales de 1 et 10 m/s à des distances respectives de 5.7 m et 6.8 m en aval de l'obstacle. A 10 m en aval de ce dernier, la vitesse moyenne minimale est d'environ 25 m/s.

Figure 37: Photographie du train principal gauche d'un Concorde de l'avant vers l'arrière de l'appareil. Photographie BEA prise sur un Concorde d'Air France à Roissy le 8/12/2000.

développement de zones à faibles vitesses (photographies 39 et 40), surtout que ce coin n'est pas constitué de deux plans perpendiculaires : l'aile présente un renflement, séparé de la nacelle par un retrait, schématisés sur la figure 41 où l'écoulement ne peut prendre des vitesses élévées.

D.4 Perturbations de l'écoulement lors de l'accident de Gonesse

Jusqu'à présent n'a été envisagé que le cas d'écoulements d'air au voisinage d'une plaque plane (Annexe D.1), dans le sillage d'un obstacle cylindrique (Annexe D.2). L'extrapolation à la géométrie complexe du Concorde est plus délicate mais laisse supposer la présence sous l'aile, en phase de roulage, de couches limites et de sillage fortement perturbés susceptibles de favoriser la remontée d'une flamme (Annexe D.3). Il ne faut pas oublier de prendre en compte deux phénomènes supplémentaires, spécifiques à l'accident de Gonesse et eux aussi favorisant la remontée éventuelle d'une flamme : les perturbations de l'écoulement par le kérosène liquide et par la flamme elle-même.

Figure 38: Photographie du train principal gauche d'un Concorde de l'arrière vers l'avant de l'appareil. Photographie BEA prise sur un Concorde d'Air France à Roissy le 8/12/2000.

Figure 39: Photographie du raccord entre la nacelle moteurs gauche et l'aile d'un Concorde, vu vers l'avant de l'appareil. Photographie BEA prise sur un Concorde d'Air France à Roissy le 8/12/2000.

Figure 40: Photographie de détail du raccord entre la nacelle moteurs gauche et l'aile d'un Concorde, vu vers l'arrière de l'appareil. La partie sombre au centre de l'image et au raccord de l'aile correspond à la prise d'air du climatiseur. Photographie BEA prise sur un Concorde d'Air France à Roissy le 8/12/2000.

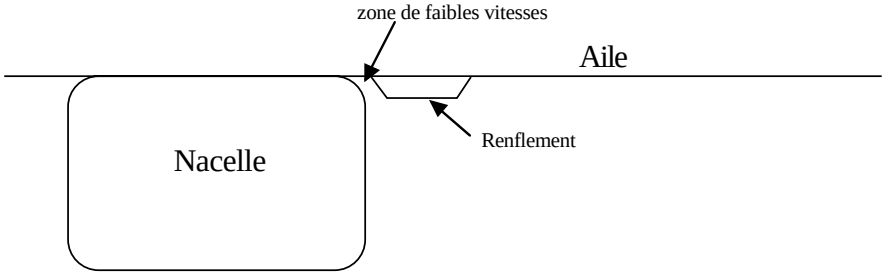


Figure 41: Schématisation du raccordement aile / nacelle moteurs d'un Concorde. Au voisinage de ce raccordement, un léger retrait peut induire le développement d'une zone à faibles vitesses favorable à la remontée d'une flamme.

D.4.1 Perturbation de l'écoulement par le kérosène liquide

L'une des caractéristiques de l'accident du 25 juillet 2000 est le fort débit de la fuite de kérosène : de 50 à 100 kg/s selon nos estimations, valeurs compatibles avec les mesures ultérieures de EADS (de 50 à 180 kg/s). La vitesse à laquelle s'échappe le liquide est de l'ordre de 1 m/s pour un trou du réservoir de 0.3×0.3 m^2 (voir § 2). Ce débit est de l'ordre de 10 à 30 fois le débit nominal d'un moteur Olympus à pleine puissance.

Dans ces conditions, il est évident qu'un film de kérosène s'est développé et a ruissellé le long de l'aile et de la nacelle moteurs coté intérieur.[22] Un tel film est susceptible de perturber fortement le développement de la couche limite dont la croissance sera plus importante que ne le laissent croire les expressions du paragraphe D.1. Il favorise aussi la remontée éventuelle d'une flamme car il constitue une zone combustible à faible vitesse.

[22] La fuite de kérosène était telle qu'une nappe liquide a même été retrouvée sur les dalles 163, 164 et 165, soit sur une surface d'environ 15 m $\times$ 10 m.

D.4.2 Perturbation de l'écoulement par la flamme

La flamme elle-même peut perturber l'écoulement en amont en induisant une déflection des lignes de courant par les effets d'expansion thermique. Cette situation est connue pour les flammes triples (Fig. 42 ; Phillips 1965; Kioni et al. 1998). Elle est observée pour les flammes de diffusion où combustible et oxydant sont injectés séparement dans la zone de réaction, lorsque la flamme est légérement détachée de l'injecteur. Ces flammes triples doivent leur nom à la présence de trois zones de réaction distinctes : la flamme de diffusion proprement dite qui se développe en aval du brûleur et deux ailes correspondants à des flammes prémélangées (combustible et oxydant sont partiellement mélangés) respectivement riche (combustible en excès) et pauvre (combustible en défaut).

Dans cette situation, l'expansion thermique due à la combustion provoque une déviation des lignes de courant en amont de la flamme (la flamme perturbe l'écoulement qui vient à sa rencontre). La flamme est capable de s'opposer à des vitesses d'écoulements sensiblement supérieures à la vitesse d'une flamme plane, comme le montre la figure 43.

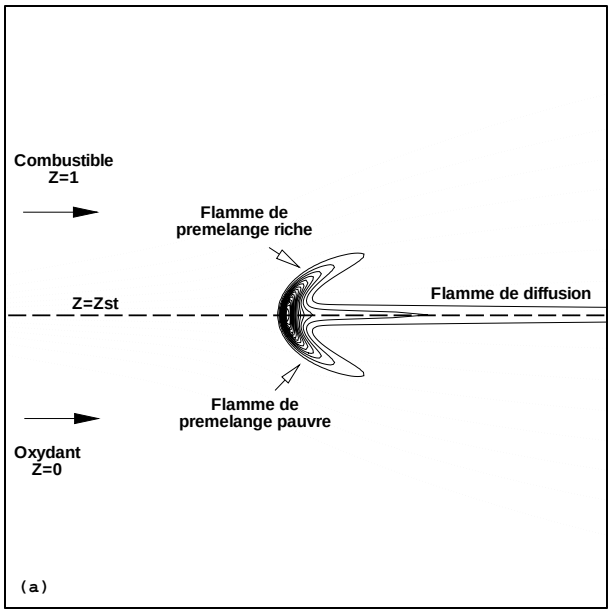


Figure 42: Flamme triple stabilisée dans un écoulement de combustible et d'oxydant introduits séparément dans la zone de réaction. Le dégagement de chaleur de la flamme induit une expansion thermique de l'écoulement qui modifie la structure de celui-ci devant la flamme. Les lignes de courant (pointillés) sont alors déviées et la flamme peut se propager à une vitesse supérieure à celle attendue sans tenir compte de la déviation de l'écoulement (Ruetsch et al. 1995).

Ce type de phénomène a clairement pu se produire sous l'aile du Concorde : la flamme allumée par les gaz chauds issus du moteur et stabilisée sur la sortie des réacteurs (voir Annexe F) a certainement induit une déviation suffisante de l'écoulement et de ses lignes de courant pour générer au niveau de la paroi de la nacelle moteurs une zone de vitesse suffisamment lente pour favoriser la remontée d'une flamme, comme illustré sur la figure 44.

Ce type de remontée de flamme a déjà été observé au laboratoire E.M2.C. dans le cas d'un obstacle au voisinage d'une paroi (Fig. 45). Il a même conduit à un résultat a priori surprenant : dans cette situation, la flamme peut même venir s'accrocher en amont de l'obstacle ! En fait, en raison de la forme anguleuse de l'obstacle, le décollement de l'écoulement est tel que la flamme arrive à remonter suffisamment pour s'accrocher dans la zone de recirculation en amont de celui-ci.

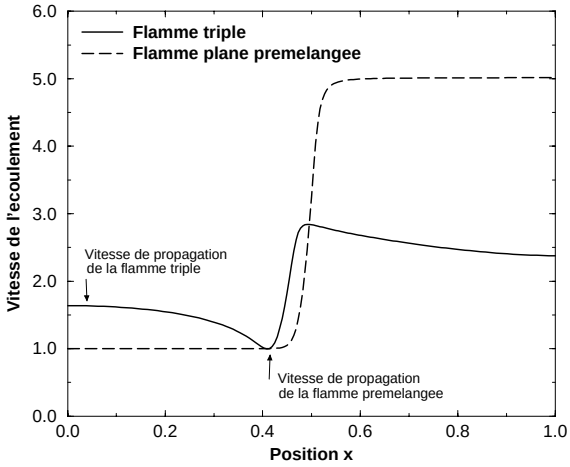


Figure 43: Profils de vitesse sur l'axe d'une flamme triple (ligne $z = z_{st}$ de la figure 42) et d'une flamme prémélangée laminaire stœchiométrique de référence (vitesse maximale atteinte par une flamme laminaire plane). L'expansion thermique au sein de la flamme prémélangée plane se traduit par une accélération après la position $x = 0.5$. La vitesse locale maximale de la flamme triple, stabilisée aux environs de $x = 0.4$, correspond exactement à celle de la flamme prémélangée mais, en raison de la déviation de l'écoulement induite par la flamme, celle-ci est capable de supporter des vitesses d'écoulements supérieures (ici environ 60 % plus élevées, comme l'indique la courbe de la flamme triple pour $x = 0$). Extrait de Ruetsch et al. (1995).

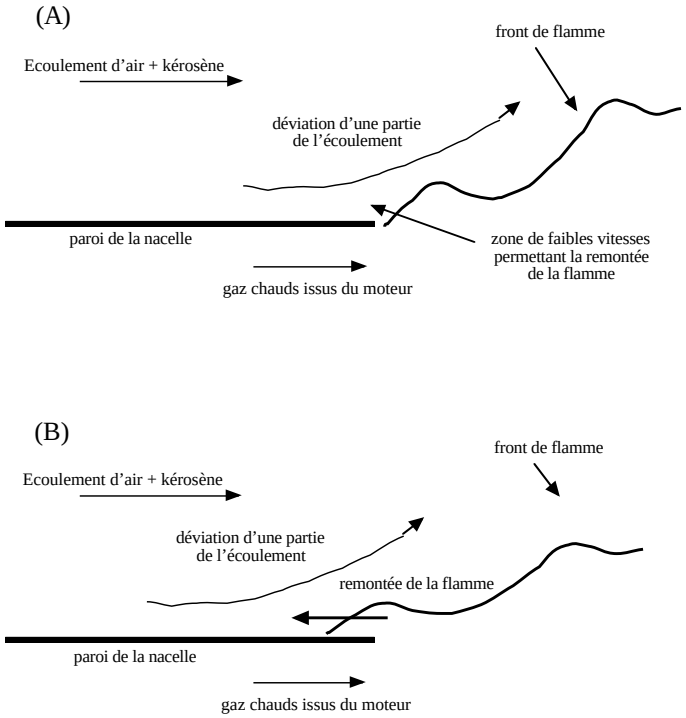


Figure 44: Schématisation de la remontée d'une flamme le long de la nacelle moteurs. Cette remontée est favorisée par la modification de l'écoulement due à l'expansion thermique induite par la flamme. (A) flamme accrochée au niveau de la sortie du réacteur ; (B) remontée de la flamme.

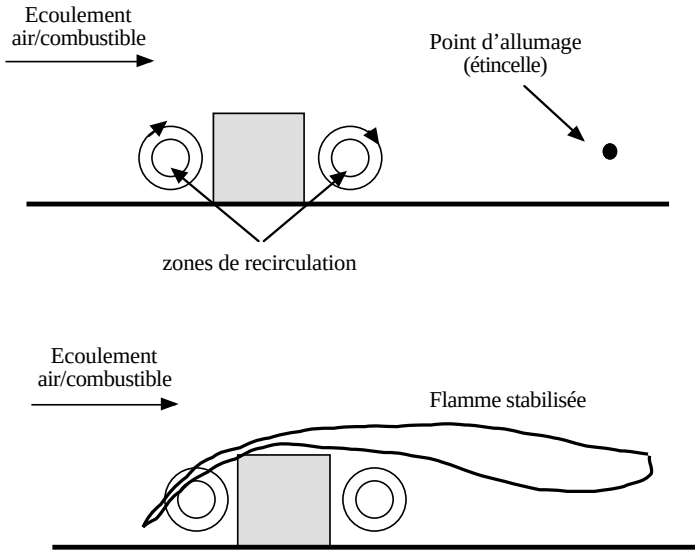


Figure 45: Schématisation de la remontée d'une flamme le long de couches limites pour s'accrocher en amont de l'obstacle. Résultats expérimentaux observés au laboratoire E.M2.C. En haut, situation au moment de l'allumage par étincelle ; En bas, flamme stabilisée en amont de l'obstacle.

E Propagation d'une flamme dans un milieu partiellement prémélangé turbulent

Les mécanismes de propagation des flammes dans un milieu où combustible et oxydant ne sont pas parfaitement mélangés, donc dans un milieu présentant des fluctuations de richesse, ne sont pas encore bien connus et parfois sujets à de nombreuses controverses.[23] Néanmoins, divers résultats expérimentaux récents permettent de mettre en évidence quelques points aujourd'hui acquis et qui ne doivent pas être oubliés lors de l'examen de l'accident de Gonesse.

L'un des ces points concerne l'ordre de grandeur des vitesses : *la simple comparaison entre la vitesse de propagation d'un front de flamme turbulent et la vitesse moyenne de l'écoulement n'est pas un critère suffisant pour déterminer les possibilités de propagation à contre courant d'une zone de combustion* car cette propagation est controlée par les vitesses locales instantanées de l'écoulement. On trouve par exemple dans la littérature des flammes de méthanol, combustible liquide, stabilisées dans un écoulement d'air dont la vitesse varie entre 40 et 150 m/s (Stepowski, Cessou, and Goix 1994; Cessou and Stepowski 1996). Une telle expérience est schématisée sur la figure 46. Elle confirme qu'il est donc possible d'observer la propagation de flammes dans un environnement où la vitesse moyenne de l'air est supérieure à celle du Concorde au décollage...

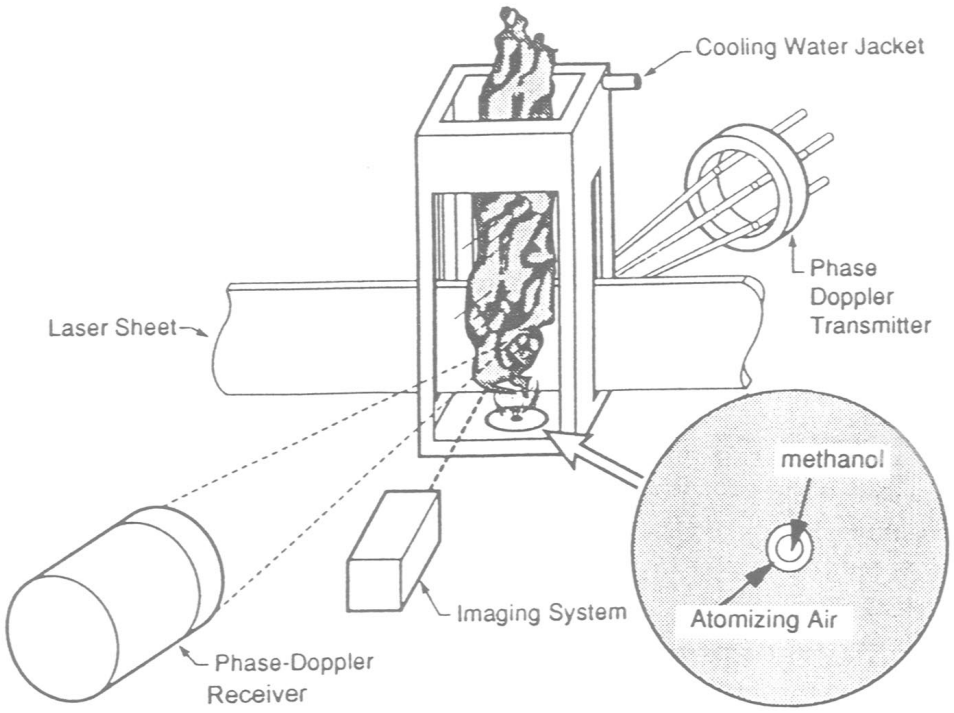


Figure 46: Configuration de la flamme turbulente étudiée par Stepowski et al. (1994). Le méthanol liquide, injecté à des vitesses de 0.5 à 1 m/s, est pulvérisé par un jet d'air à grande vitesse (40 à 150 m/s). Malgré ces conditions a priori défavorables, une flamme stabilisée est observée.

Ces possibilités de propagation d'une zone de réaction dans un écoulement dont la vitesse moyenne est largement supérieure à la vitesse d'une déflagration ont été récemment étudiées

[23] Dans certaines situations, la vitesse de propagation d'une flamme peut même être plus élevée dans un brouillard de gouttes de combustible liquide que dans le mélange parfait air/combustible gazeux correspondant (Ballal and Lefebvre 1980). L'ordre de grandeur n'est toutefois pas considérablement modifié.

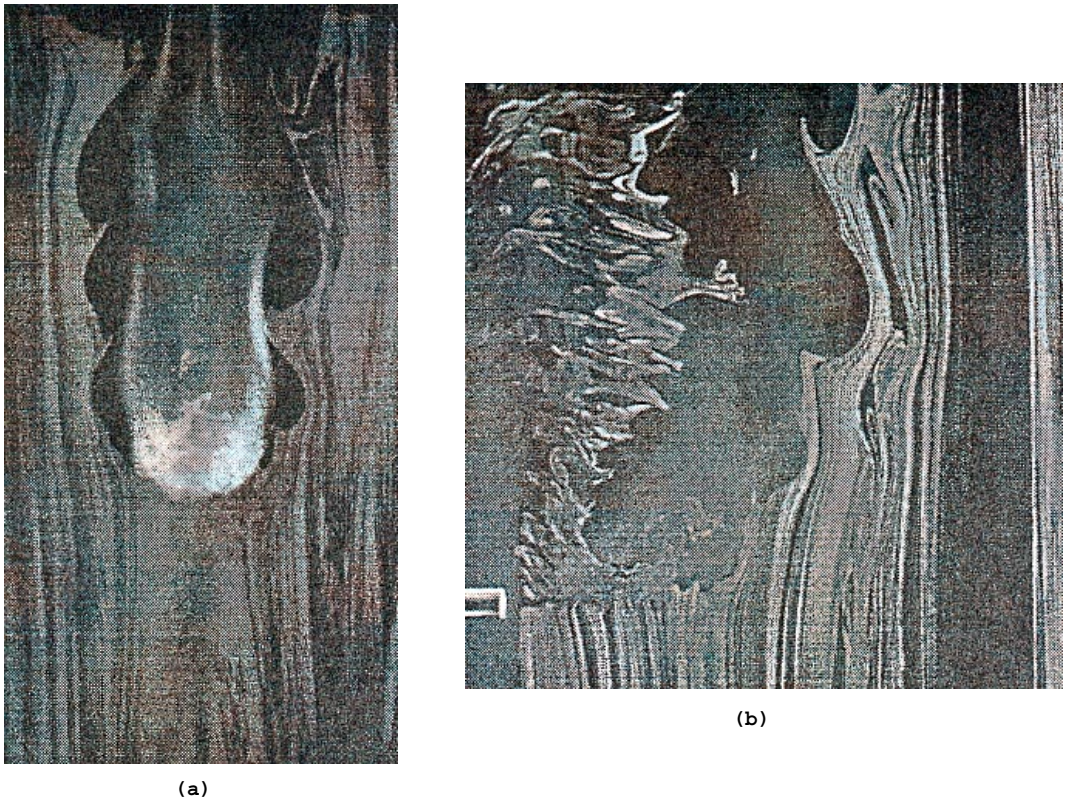


Figure 47: Propagation de flammes dans des écoulements turbulents partiellement prémélangés. (a) Injection de combustible dans le sens de l'écoulement. (b) Injection dans la direction transverse de l'écoulement. Expérience réalisée par l'équipe de G. Mungal à Stanford.

expérimentalement. Si S_L est la vitesse de propagation d'un front de flamme dans un écoulement laminaire, il a été montré que pour des flammes-jets de méthane dans l'air (Fig. 47), la vitesse moyenne de l'écoulement dans la région où la flamme se stabilise pouvait atteindre des niveaux de l'ordre de $13\,S_L$, avec des vitesses maximales de l'ordre de $40\,S_L$, ce qui est bien supérieur aux vitesses de propagation d'une flamme turbulente, typiquement de l'ordre de $1.5\,S_l$ à $25\,S_L$ (Muñiz and Mungal 1997; Schefer and Goix 1998).

Ces résultats confirment que la vitesse moyenne de l'écoulement n'est pas à elle seule une quantité représentative pour étudier les problèmes de propagation. En fait, la flamme ne voit jamais la vitesse moyenne qui est une grandeur intégrée dans le temps. S'il existe localement, ne serait ce qu'un court instant, des zones où les conditions de mélange et de vitesse sont optimales, la flamme va se propager vers ces zones. De proche en proche, l'extrémité de la flamme recherche ainsi continuellement dans l'écoulement les zones où la vitesse est faible, au maximum de l'ordre de $2.5S_l$ (Fig. 48). Cette valeur $2.5S_l$ est la vitesse de propagation d'une flamme triple (voir annexe D.4.2), qui est le problème modèle simplifié utilisé pour analyser les flammes partiellement prémélangées (Ghosal and Vervisch 2000), tout comme la flamme plane est utilisée pour les milieux où le mélange est homogène.

Des études ont aussi montrés que la présence de structures tourbillonnaires, se développant par exemple dans une couche limite ou dans le sillage d'un obstacle (Annexe D), aide considérablement à la propagation de ce type de flammes (Favier and Vervisch 1998; Veynante et al. 1994), essentiellement pour des raisons liées à la topologie des fronts partiellement prémélangées. Un front partiellement prémélangé stabilisé dans un écoulement se déplacera, localement, vers l'amont par

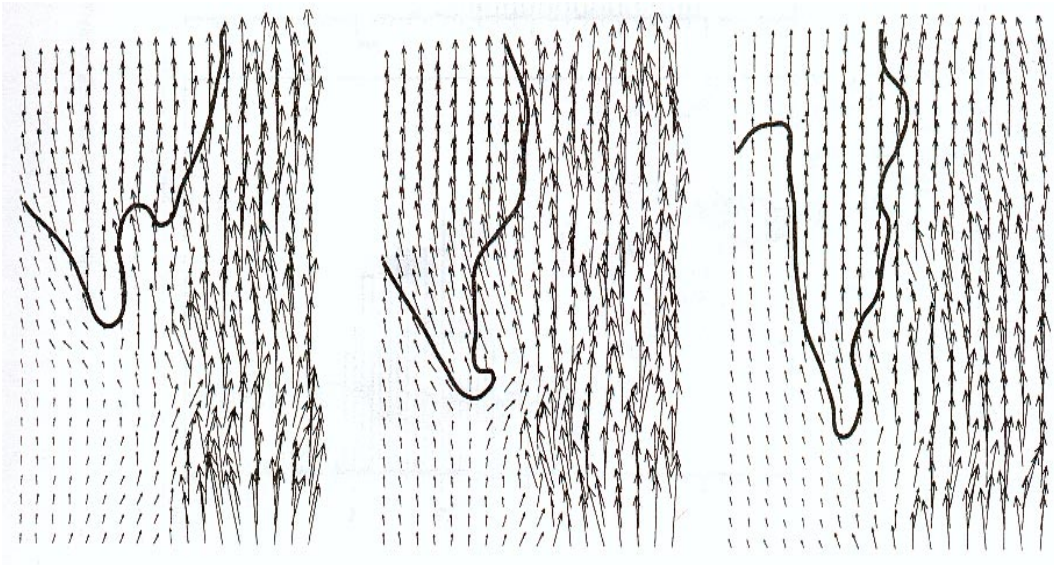


Figure 48: Champ de vitesse et position de la base de flamme lors de la propagation d'un front partiellement prémélangé, la flamme se propage dans les zones de l'écoulement à faible vitesse (Muñiz and Mungal 1997).

aspiration s'il rencontre des structures tourbillonnaires convectées par l'écoulement vers l'aval.

Lors de l'accident, l'air et le kérosène liquide s'échappant du réservoir se mélangent sous l'aile de l'avion. La turbulence fortement instationnaire dans les couches limites et le sillage du train génèrent alors des conditions idéales pour la propagation d'une flamme. La zone de réaction remonte l'écoulement de pas à pas en modifiant localement les conditions aérodynamiques (ce mécanisme est illustré à l'annexe D.4.2), tout en cherchant les points où à la fois les conditions de mélange et de vitesse sont optimales. Il est important de noter qu'il n'est pas nécessaire d'avoir une ligne de courant à la vitesse moyenne $2.5S_L$ pour assurer la propagation de la flamme. En fait, la ligne de courant moyenne où l'on observe cette vitesse est beaucoup trop proche de la paroi pour permettre la propagation d'une flamme. En revanche, pour assurer une propagation efficace vers l'amont, il suffit d'observer, localement le long des couches limites, des structures tourbillonnaires balayées par l'écoulement et en perpétuelle reconstruction, ceci de manière très intermittente. Entre, ou au coeur, de chaque structure cohérente se trouvent des zones où la vitesse est localement faible. Le chemin parcouru par la flamme pour remonter depuis le voisinage des parois des paupières jusqu'au train d'atterrissage a donc certainement été extrêmement tortueux, suivant de proche en proche les zones locales de faibles vitesses.

F Témoignages

F.1 Introduction

Nous avons eu l'opportunité de rencontrer trois témoins privilégiés de l'accident du Concorde F-BTSC. Ces témoins sont trois pompiers qui étaient en service au poste SSIS-2 qui surveille le doublet sud de l'aéroport de Roissy. Ce poste, où nous avons eu l'occasion de nous rendre, se situe au niveau de la bretelle S5 et offre une vision parfaitement dégagée sur la piste 26R distante d'environ 300 m (voir Fig. 49). Les témoignages de ces trois pompiers nous paraissent particulièrement importants pour deux raisons principales :

- De part leur position, ils ont vu de près l'inflammation de l'avion quasiment au moment où il passait par leur travers (ils le voient légérement par l'arrière du travers, comme le montre la figure 50). La quasi totalité des autres témoins a vu l'avion après la rotation et souvent dans l'axe de sa trajectoire. En outre, bien qu'au premier étage du poste SSIS-2, ils sont situés à une hauteur moindre que les quelques témoins, essentiellement des pilotes, se trouvant dans les avions environnants, ce qui leur donne une meilleure vision de ce qu'il se passe sous le Concorde.
- Leur profession leur donne une énorme expérience du feu. Leurs témoignages sur l'initiation et le développement de l'incendie sont extrêment précis et fiables.

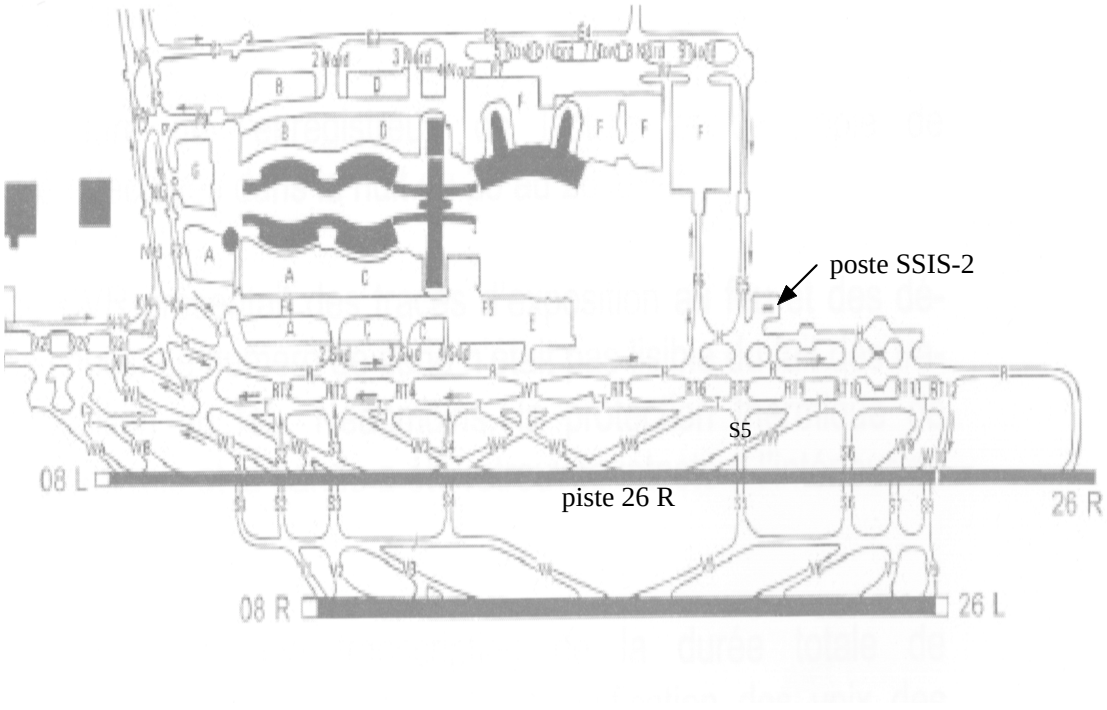


Figure 49: Localisation du poste de pompiers SSIS-2 de l'aéroport Charles de Gaulle.

Ces trois pompiers ont été interrogés par le BEA au début de l'enquète. La transcription de leur témoigagnes très précis a attiré notre attention. Nous les avons donc rencontrés, séparément (l'un d'eux a d'ailleurs pris sa retraite depuis l'accident), pour leur faire préciser, si possible, certains points sur l'initiation de l'incendie. Il faut noter que leurs témoignages n'ont jamais varié et se

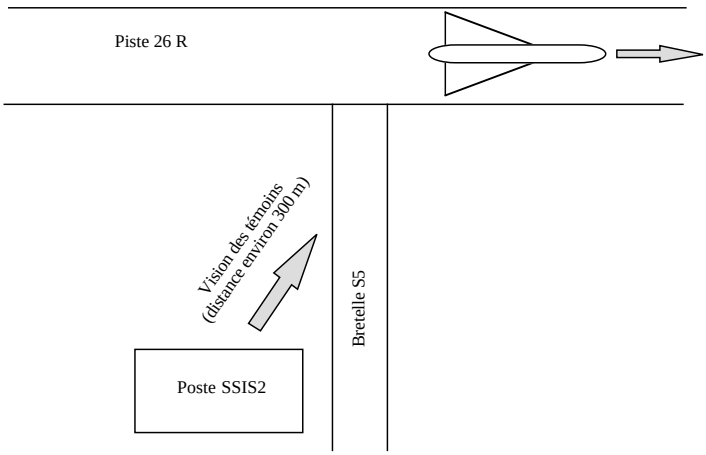


Figure 50: Position relative des témoins (poste SSIS-2) et du Concorde au moment de l'inflammation de l'avion.

complètent utilement. Les quelques différences s'expliquent par leur localisation dans la pièce où ils se trouvaient au moment de l'accident.

Enfin, à titre personnel, nous voudrions souligner le comportement extrêmement professionnel et la rapidité d'intervention de ces pompiers au cours de l'accident. Leurs témoignages ne portent que sur la phase initiale de l'incendie car ils ont aussitôt gagné leurs véhicules d'intervention, alors que l'alarme n'avait pas encore retenti. Ils ont alors perdu l'avion de vue, pour le revoir après la rotation depuis la voiture de pompiers roulant sur la piste ! Avant de continuer immédiatement vers la patte d'oie de Gonesse...

F.2 Localisation des témoins

Les trois pompiers, que nous numéroterons de 1 à 3 pour préserver leur anonymat, se trouvaient dans une salle située au premier étage du poste SSIS-2. Cette salle donne une vue directe sur la piste 26 R, distante d'environ 300 m par l'intermédiaire de trois fenêtres. Comme le montre la localisation relatives des témoins dans la pièce (Fig. 51) et des fenêtres, le premier pompier a plutôt vu le démarrage de l'avion et le début de l'accident, jusqu'à la phase initiale de l'incendie et le troisième l'initiation et le développement de l'incendie. Le témoignage du second pompier confirme et complète la fin du témoignage du premier et le témoignage du troisième.

F.3 Témoignages

Les témoignages présentés ici correspondent à une transcription brute des propos des pompiers et de leurs réponses à nos questions, sans commentaires. L'analyse de ces témoignagnes sera effectuée plus loin (§ F.4).

F.3.1 Pompier No 1

Le premier pompier, de part sa position, a surtout une vision du début de la piste 26 R. Il décrit tout d'abord une fumée noire partant du train principal gauche, accompagnée d'une forte odeur "comme lorsqu'un pneu éclate sur un camion". Cette fumée se déclenche au niveau de la bretelle S6. Il voit ensuite une flamme "comme un petit chalumeau" accrochée au niveau des tuyères

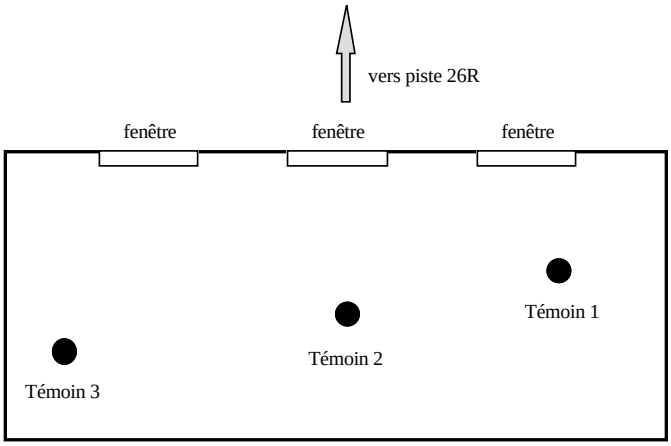


Figure 51: Position approximatives des témoins dans la pièce du poste SSIS-2.

des moteurs gauches. Cette flamme est très différente, en particulier par sa couleur rouge/jaune-orangée, de la flamme issue en fonctionnement normal de la post-combustion (quasi invisible de jour). Le dessin effectué par le témoin est schématiquement reproduit sur la figure 52.

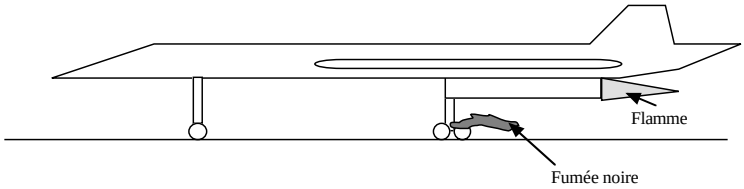


Figure 52: Reproduction schématique du dessin effectué par le premier pompier à l'appui de son témoignage.[24]

Ce pompier n'a pas vu le développement ultérieur de la flamme, probablement hors de son champ de vision, d'autant qu'il est immédiatement parti avec ses collègues pour intervenir.

F.3.2 Pompier No 2

Le second témoin mentionne également une fumée noire opaque au niveau des roues du train principal, au moment où l'avion est au travers de la bretelle S5.[25] Cette fumée est plus noire qu'un panache et aucune flamme n'est visible.[26] La flamme, assez jaune, n'est apparue qu'ensuite vers le milieu de la nacelle, sous celle-ci, et à la forme d'un petit chalumeau (Fig. 53). Cette flamme est déjà assez longue et dépasse nettement le bord de fuite de l'aile et le dard de la post-combustion.

[24] Le pompier voit, bien évidemment, le côté droit de l'avion qui se déplace pour lui de la gauche vers la droite. Néanmoins, les dessins qui illustrent les témoignages ont été effectués sur un plan 3 vues du Concorde fourni par le BEA. La vue de côté de ce plan représente le coté gauche de l'appareil et nous avons préfré conserver cette vision par fidélité aux témoignages, d'autant que l'accident concerne ce côté de l'avion.

[25] De part sa localisation dans le poste de secours, ce témoin n'a pas de vision sur le début de la piste.

[26] Il faut signaler que ce témoin situe tous les évenements, fumée issue des roues et initiation de la combustion, du coté droit de l'avion. Ce n'est qu'après, pense t-il, que la flamme s'est développée vers le coté gauche de l'avion. Cette perception est probablement due au fait que, de part sa position, il a vu ces évenements pratiquement par le travers de l'avion.

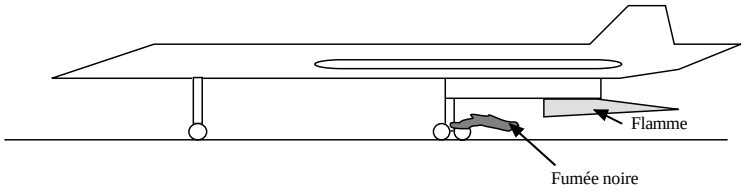


Figure 53: Reproduction schématique du dessin effectué par le second pompier à l'appui de son témoignage.[24]

La flamme s'est ensuite développée très rapidement (moins de une seconde) en prenant une couleur plus rouge/orangée. Cette transition très rapide est similaire au phénomène que les pompiers nomment "backdraft", c'est à dire un retour de flamme violent sur un appel d'air. Cette extension semble correspondre à une remontée de la flamme vers une fuite de combustible. Cette flamme généralisée sous l'aile et autour de la nacelle est longue (de 30 à 40 mètres) et est entrainée vers l'arrière de l'avion par la vitesse et le souffle du réacteur.

Ce pompier, partant en intervention, a ensuite perdu l'avion de vue. Ce n'est qu'ultérieurement, après le décollage, qu'il l'a revu depuis le camion de pompiers roulant sur la piste (vue de l'arrière de l'appareil qui est fortement cabré à ce moment là). Le témoin est formel : il n'y avait pas de flammes sur l'extrados de l'aile.

F.3.3 Pompier No 3

Le troisième témoin, situé à l'extrémité est de la pièce (à gauche sur la figure 50), n'avait pas de visibilité vers le début de la piste et n'a donc pas vu la fumée partant du train d'atterrissage. En revanche, il a parfaitement vu l'initiation de la flamme, qu'il situe aux environs de la bretelle S5. Comme le second pompier, il décrit un développement en deux étapes :

- Une première flamme jaune clair/orangée, accrochée derrière le réacteur. Cette flamme est similaire à celle issue de la post-combustion en fonctionnement normal mais n'a pas la même couleur (la flamme de post-combustion est bleue et peu visible de jour) et est beaucoup plus longue (10 à 15 m de long). Elle fait un bruit de chalumeau au moment de l'allumage, derrière la post-combustion, et ne semble pas provenir du réacteur.

- La flamme devient ensuite complétement différente. Elle est beaucoup plus rouge et plus riche. Son extension devient considérable. Elle se développe alors que l'avion a déjà levé le train avant.

La transition de la première vers la seconde flamme est illustrée sur la figure 54. Au cours de cette transition, le témoin décrit la flamme comme aspirée vers l'avant de l'avion, sous l'aile.

F.3.4 Témoin supplémentaire

Un quatrième témoignage, que nous n'avons pas recueilli personnellement, mérite également d'être mentionné. Ce témoin est un commandant de bord aux commandes d'un appareil qui se trouvait en E5 (c'est à dire aux environs du poste de secours SSIS-2) en attente de décollage. Il est, à notre connaissance, le seul témoin outre les trois pompiers à avoir vu l'avion par le travers au moment de son inflammation. Un extrait du témoignage transcrit par le BEA est présenté ici :

"Le point d'inflammation se situe à plus ou moins 100 m du niveau de la bretelle W7. La flamme s'est allumée un peu comme la flamme d'un briquet qui est réglé sur un débit trop fort.

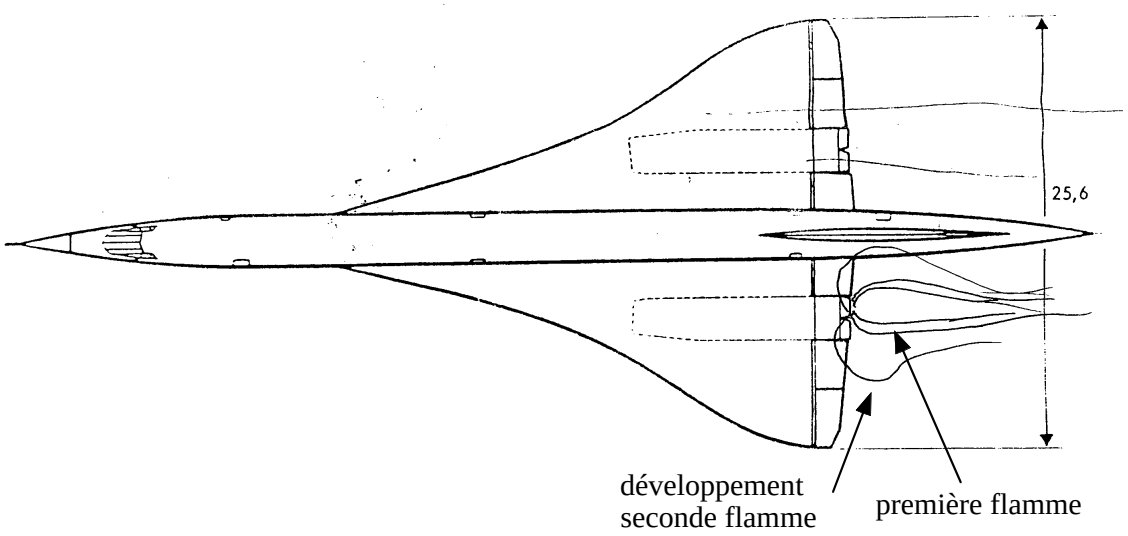


Figure 54: Dessin effectué par le troisième pompier à l'appui de son témoignage. Une flamme initiale est accrochée à la sortie du réacteur puis se développe comme si elle était aspirée vers l'avant de l'avion.

L'embrasement est instantané, passant de rien à une flamme qui garde ses dimensions. Cette flamme est suivie d'une épaisse fumée noire. Je ne distingue pas la flamme PC. La nacelle des moteurs sous l'aile gauche est entourée d'une flamme orangée à travers laquelle on distingue deux tuyères noires."

F.4 Analyses - conclusions

Ces quatre témoignages sont précis, précieux et se confirment mutuellement. Parmi les points importants :

- Trois des quatre témoins (pompiers 2 et 3, commandant de bord[27]) décrivent une inflammation en deux temps de l'avion : une première flamme type chalumeau puis une extension très importante de la combustion. Le dernier témoin, de part sa position dans la pièce, n'a vu que la phase initiale.

- Deux témoins, les premier et second pompiers, précisent que la flamme initiale était accrochée au voisinage de la tuyère des moteurs gauche. Cette précision n'est pas contredite par le commandant de bord (nous ne l'avons pas interrogé et il n'a donc pu nous préciser ce point). Seul le second pompier parle d'une première flamme accrochée au milieu de la nacelle. Si ce témoignage pourrait laisser supposer une inflammation au niveau des trappes de ventilation des moteurs (voir § 4), il est plus probable que le témoin a vu la flamme au moment où elle commencait à prendre de l'extension.

- Les témoignages s'accordent nettement sur la couleur de la flamme, plutôt claire initialement (jaune-orangée) puis plus foncée (rouge) ensuite. La flamme initiale, bien qu'accrochée à la

[27]La transcription du témoignage du commandant de bord rapporte un "embrasement instantané". Néanmoins, ce témoignage semble décrire une inflammation en deux étapes : allumage comme un briquet, puis expansion, même si ces deux étapes sont quasiment simultanées pour le témoin. Il ne faut pas oublier que son témoignage a été recueilli au début de l'enquête, probablement sans attacher trop d'importance à cet enchainement, et qu'il n'a pas été réinterrogé depuis pour préciser ce point.

sortie des réacteurs, est très différente du dard de la post-combustion en fonctionnement normal (flamme bleue, quasiment invisible de jour).

- L'enchainement des événements est un point important. Au dire de ces témoins, ils semblent se produire plus tôt que ne le laisse supposer la localisation des débris retrouvés sur la piste. En effet, les deux premiers pompiers situent l'apparition de la fumée sur les roues du train d'atterrissage aux environs de la bretelle S6. Les second et troisième pompiers situent le début de l'inflammation peu après la bretelle S5, ce que ne contredit pas le témoignage du commandant de bord ("plus ou moins 100 m du niveau de la bretelle W7"). Au vu de la disposition des locaux du poste SSIS-2 et de la position des pompiers dans la pièce, il parait douteux qu'ils aient pu se tromper sur les localisations annoncées. L'embrasement général pourrait être plus tardif (le train avant est déjà levé pour le troisième pompier).

Au vu de ces témoignagnes, il semble évident que le kérosène s'est enflammé au contact des gaz chauds issus des moteurs. Une inflammation par étincelle au niveau du puits de train ou derrière la jambe de train se serait traduite par une flamme stabilisée soit dans le puits de train, soit dans le sillage de la jambe de train et/ou des contrefiches. **Aucun témoin ne mentionne une telle situation et tous au contraire sont formels sur la localisation à l'arrière des réacteurs de la flamme initiale**. Seul le témoignage du second pompier pourrait accréditer l'idée d'une remontée de la flamme par le flux d'air secondaire entre moteurs et nacelle ou une inflammation par pompage moteur. Il est néanmoins le seul à décrire la flamme initiale comme accrochée à la moitié de la nacelle (Fig. 53) et l'a probablement vu alors qu'elle commencait à remonter.

Le témoignage du troisième pompier confirme notre analyse d'une remontée de flamme par les couches limites et le sillage du train. Il décrit, et dessine (Fig. 54), très précisément une flamme accrochée à l'arrière des réacteurs qui est "comme aspirée vers l'avant de l'avion" avant l'embrasement général.

La localisation et la chronologie des événements méritent probablement une analyse complémentaire. Pour les pompiers, les roues fumaient déjà depuis S6 et l'inflammation se produit aux environs de S5, c'est à dire bien avant l'endroit où ont été retrouvés la lamelle métallique, la plaque du réservoir et où apparaissent les traces de suies. Il est probable que la flamme initiale, d'extension limitée, n'a pas laissé de traces de suies sur la piste. Les traces de suies, à partir de la dalle 168) pourraient commencer au moment de l'expansion de la flamme.

G L'accident de Washington (14 juin 1979)

Le 14 juin 1979, le dégonflement puis le déchapage du pneu No 6 entraine l'éclatement du pneu No 5 puis la destruction de la roue sur le Concorde F-BVFC au décollage à l'aéroport de Washington-Dulles. Les réservoirs 2, 5 et 6 ont alors été perforés par des morceaux de jantes. L'analyse de cet accident est intéressante à plusieurs titres :

- Il s'agit à la fois du premier et du plus important accident (avant celui de Gonesse) ayant entrainé des perforations des réservoirs sur un Concorde.
- L'appareil a volé 24 mn avant de revenir se poser sur l'aéroport. Au cours de ce vol, plusieurs photographies ont été prises et montrent nettement le jet de kérosène pulvérisé par l'écoulement autour de l'avion.
- Le débit de la fuite est connu relativement précisément. L'ensemble des perforations a provoqué des fuites d'environ 7.5 tonnes de carburant. Le débit moyen est donc d'environ 5 kg/s.
- Cet accident a donné lieu à une étude approfondie, notamment sur les risques d'incendie (note 408.251/79, dont quelques extraits sont cités dans ce rapport) et à quatre consignes de navigabilité (CN).

Trois photographies prises lors du vol de Washington sont présentées aux figures 55 et 56. Le brouillard de kérosène, généré par l'interaction du combustible s'échappant de la fuite et de l'écoulement d'air sous l'aile de l'avion, est clairement apparent. Ce type de milieu est favorable au développement d'une combustion pourvu que les proportions de combustible et d'air soient dans les limites d'inflammabilité (voir annexe A). Il faut noter que le débit de la fuite est ici environ 10 à 20 fois plus faible que lors de l'accident de Gonesse (voir section 2).

Une petite flamme semble néanmoins apparente à la sortie du moteur 2 (moteur interieur gauche) sur la photographie 56. Les couleurs et contrastes de cette photographie ont été modifiés pour la rendre plus apparente (Fig. 57). Cette petite flamme pourrait n'être qu'un reflet sur le brouillard de kérosène mais cette explication nous parait peu vraisemblable : d'une part, elle semble également apparente, bien que beaucoup moins nettement, sur la photographie prise au moment du décollage (Fig. 55, haut), sa localisation ne semble pas correspondre à l'endroit où le brouillard de kérosène est le plus dense (et là où le reflet devrait être maximum, surtout vu l'orientation du soleil qui vient de la droite de l'appareil). Enfin, cette flamme est mentionnée par le contrôle aérien, ainsi qu'en témoigne un extrait du rapport BEA relatif à l'accident :

"La levée des roues s'effectue avec une vitesse d'environ 220 noeuds. Les paramètres des quatre moteurs indiquent à l'équipage qu'ils fonctionnent normalement. Le contrôle annonce une avarie de pneus et une flamme derrière les moteurs gauches."

Comme discuté au paragraphe 2.4, l'existence d'une telle flamme peut s'expliquer aisément. En effet, la fuite de combustible engendre un apport de kérosène aux gaz chauds issus des moteurs. Les conditions de température et la géométrie de l'ensemble moteurs-nacelle sont telles que ce kérosène peut brûler au voisinage des moteurs. En revanche, un calcul d'ordre de grandeur montre facilement que la quantité de kérosène n'est pas suffisante (richesse $\Phi \approx 0.1$) pour permettre à une flamme de se développer à l'extérieur de la nacelle, que ce soit vers l'aval ou vers l'amont.

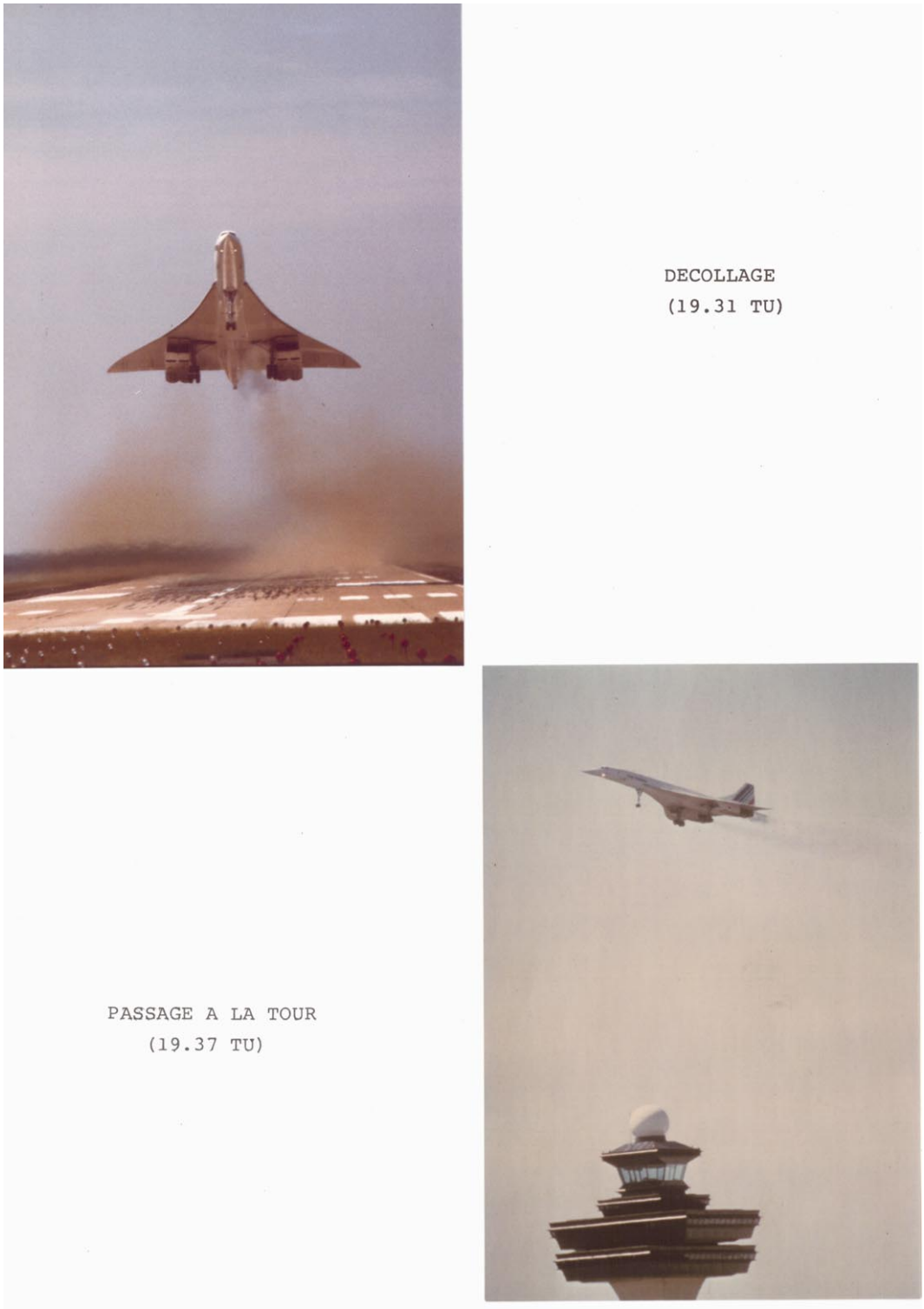


Figure 55: Photographies prise au cours du vol du Concorde F-BVSC après l'accident survenu au décollage de l'aéroport de Washington-Dulles le 14 juin 1979.

Figure 56: Photographie prise au cours du vol du Concorde F-BVSC après l'accident survenu au décollage de l'aéroport de Washington-Dulles le 14 juin 1979.

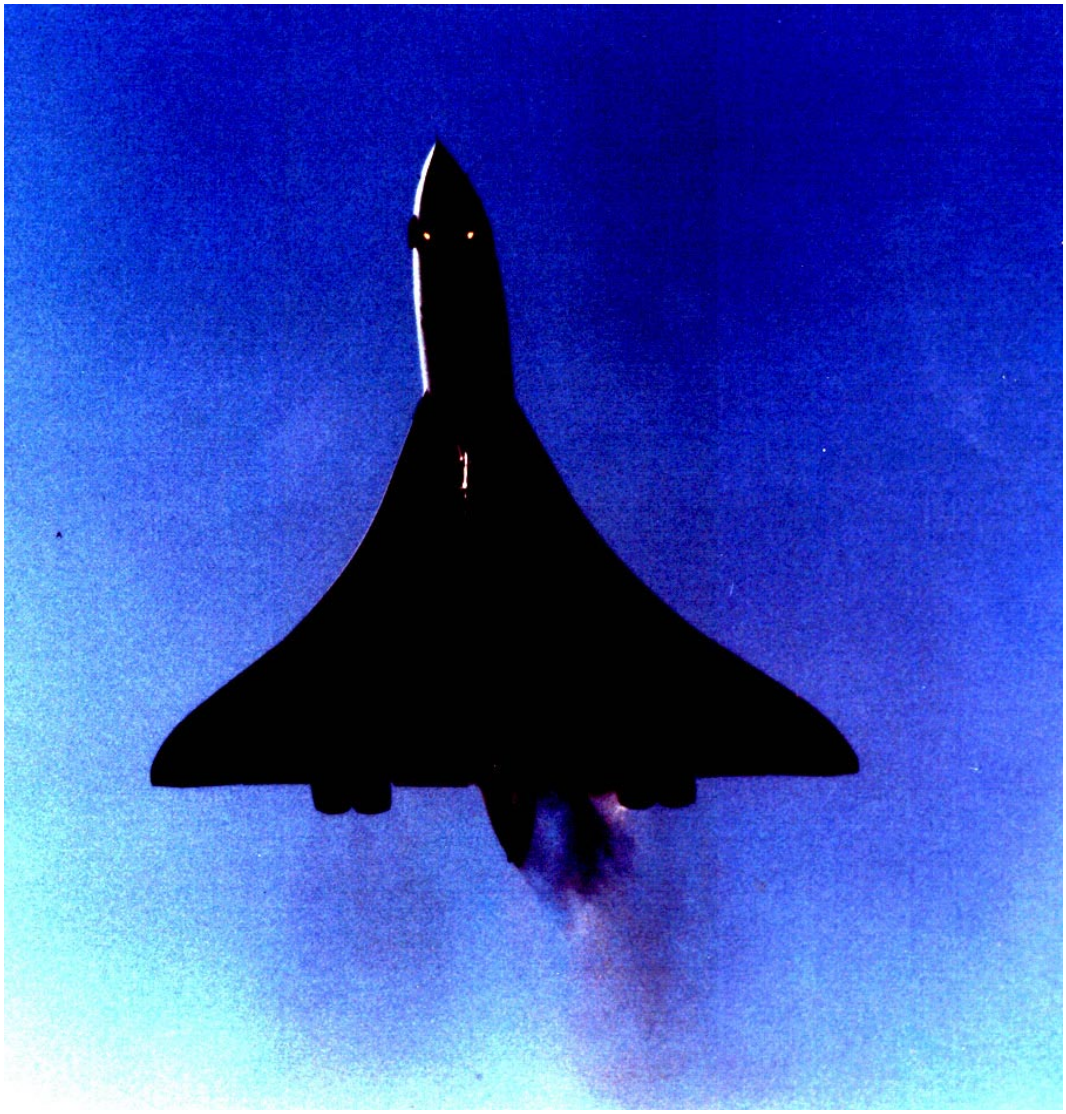


Figure 57: Modification des couleurs et contrastes de la photographie 56. Une petite flamme semble accrochée à la sortie du moteur 2 (moteur intérieur gauche, à droite sur la photographie).

H Exemples d'inflammation de kérosène par un moteur

Deux exemples d'inflammation de fuite de kérosène par les parties chaudes d'un moteur et/ou les gaz chauds issus de celui-ci nous ont été rapportés et sont brièvement présentés ici. Ces exemples ne sont pas complétement similaires à l'accident du Concorde à Gonesse mais illustrent clairement le rôle que peut jouer le moteur dans l'inflammation d'une fuite de kérosène.

H.1 Inflammation d'une fuite de carburant sur un Fouga-Magister

Un accident survenu à un Fouga-magister au début des années 1980 nous a été rapporté par un enquèteur du BEA qui en a été témoin. L'orifice de remplissage de carburant, situé sur le dessus de l'avion, derrière le cockpit, avait été mal refermé après le plein de l'appareil. En vol, le carburant s'échappant par l'orifice s'est enflammé sur les parties chaudes des réacteurs le long de la cellule de l'avion (voir figure 58). Si le pilote a pu de justesse revenir à bon port, l'arrière de l'appareil a été détruit par l'incendie.

Signalons qu'un temps minimum doit d'ailleurs être respecté sur cet avion avant de refaire le plein après l'atterrissage afin de permettre le refroidissement des parties chaudes du moteur et éviter l'inflammation du kérosène qui pourrait ruisseler.

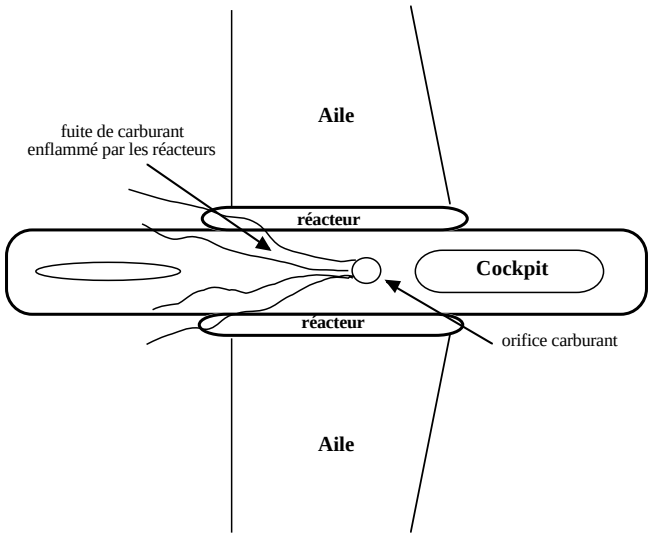


Figure 58: Schématisation de l'accident survenu à un Fouga-Magister, vu de dessus. Le carburant s'échappant par l'orifice mal refermé du réservoir s'est enflammé au contact des parties chaudes du moteur.

H.2 Une figure de voltige : "zippo trick"

Il existe une figure, pratiquée en voltige aérienne, qui consiste à larguer en vol du carburant puis à l'enflammer en allumant la post-combustion des réacteurs. Illustrée sur la photographie 59, cette manoeuvre aurait été utilisée pour symboliser le départ de la flamme olympique lors de la cérémonie de clôture des jeux olympiques de Sydney (2000). Elle aurait aussi été utilisée par le passé lors de combats aériens pour leurrer des missiles à tête chercheuse thermique. Signalons qu'elle a été explicitement mentionnée par un des témoins de l'accident du Concorde à l'appui de son témoignage (témoin N^o 10 bis).

Figure 59: Photographie illustrant une figure de voltige aérienne connue sous le nom de "zippo trick". Du carburant largué par l'avion est ensuite enflammé par la post-combustion du moteur. Photographie extraite de la revue allemande "Flug Revue", numéro d'Avril 2001.

Dans cette situation et à la différence de l'accident de Gonesse, la flamme est détachée de l'avion et ne remonte heureusement pas vers celui-ci. Cette différence s'explique par plusieurs raisons :

- Le largage du carburant est apparemment fait très en arrière de l'avion, au voisinage du bord de fuite.
- Les débits de combustible sont très inférieurs à la fuite de kérosène lors de l'accident du Concorde.
- La flamme est allumée derrière l'avion et non au niveau de l'arrière corps du moteur à l'intérieur de la nacelle.
- L'avion est en configuration de vol, train d'atterrissage rentré. Les perturbations aérodynamiques sont moindres qu'au décollage sans oublier la géométrie très particulière du Concorde, et ne permettent pas la remontée de la flamme.

Malgré toutes ces différences, en défaveur du Concorde lors de l'accident de Gonesse, cette figure de voltige montre la possibilité d'enflammer du kérosène par les gaz chauds issus d'un moteur équipé d'une post-combustion.

Références bibliographiques

Ballal, D. and A. Lefebvre (1980). Flame propagation in heterogeneous mixtures of fuel droplets, fuel vapor and air. In *Eighteenth Symposium (International) on Combustion*, pp. 321 – 328. The Combustion Institute.

Blackwelder, R. (1983a). The bursting phenomenon in bounded shear flows. In *Turbulent Shear Flows*. Von Karman Institute, Lecture Series 1983-03.

Blackwelder, R. (1983b). Eddy detection within turbulent shear flows. In *Turbulent Shear Flows*. Von Karman Institute, Lecture Series 1983-03.

Blackwelder, R. (1983c). Large scale modtion in turbulent boundary layers. In *Turbulent Shear Flows*. Von Karman Institute, Lecture Series 1983-03.

Bodemer, A. and L. Laugier (1996). *L'ATAR et tous les autres moteurs à réaction français*. 68340 Riquewihr, BP 36: J. D. Reber.

Cessou, A. and D. Stepowski (1996). Planar laser induced fluorescence measurement of oh in the stabilization stage of a spray jet flame. *Combust. Sci and Tech. 118*, 361–381.

Comte-Bellot, G. and R. Morel (1983). Experimental techniques for free edges of turbulent flows. In *Turbulent Shear Flows*. Von Karman Institute, Lecture Series 1983-03.

De Soete, G. (1976). *Aspects fondamentaux de la combustion en phase gazeuse*. Paris: Technip.

Falco, R. (1977). Coherent motions in the outer region of turbulent boundary layers. *Phys. Fluids 20*(10, Part II), S124 – S132.

Favier, V. and L. Vervisch (1998). Effects of unsteadiness in edge-flames and liftoff in non-premixed turbulent combustion. In *Twenty-Seventh Symposium (Int.) on Combustion/The Combustion Institute*, pp. 1239–1245.

Ghosal, S. and L. Vervisch (2000). Theoretical and numerical investigation of symmetrical triple flame using a parabolic flame tip approximation. *J. Fluid Mech. 415*, 227–260.

Kioni, P., K. Bray, D. Greenhalgh, and B. Rogg (1998). Experimental and Numerical studies of a triple flame. *Combust. Flame 116*, 192–206.

Kuo, K. (1986). *Principles of Combustion*. New York: John Wiley.

Moreau, P. (1981). Experimental determination of probability density functions within a turbulent high velocity premixed flame. In *Eighteenth Symposium (International) on Combustion*, pp. 993 – 1000. The Combustion Institute.

Muñiz, L. and M. G. Mungal (1997). Instantaneous flame-stabilization velocities in lifted-jet diffusion flames. *Combust. Flame 111*(1/2), 16–31.

Phillips, H. (1965). Flame in a buoyant methane layer. In *Tenth Symposium (International) on Combustion*, pp. 1277. The Combustion Institute.

Poinsot, T. and D. Veynante (2001). *Theoretical and Numerical Combustion*. Flourtown, PA, U.S.A.: R.T. Edwards, Inc.

Ruetsch, G., L. Vervisch, and A. Linan (1995). Effects of heat release on triple flames. *Phys. Fluids 7*(6), 1447 – 1454.

Schefer, R. W. and P. Goix (1998). Mechanism of flame stabilization in turbulent, lifted jet flames. *Combust. Flame 112*(4), 559–574.

Schlichting, H. (1987). *Boundary-layer Theory*. Mc Graw-Hill.

Stepowski, D., A. Cessou, and P. Goix (1994). Flame stabilization and OH fluorescence mapping of the combustion structures in t near field of a spray jet. *Combust. Flame 99*, 516 – 522.

Veynante, D., L. Vervisch, T. Poinsot, A. Liñán, and G. Ruetsch (1994). Triple flame structure and diffusion flame stabilization. In *Studying turbulence using numerical databases - V*, pp. 55–73. CTR, Stanford U.

RAPPORT TECHNIQUE D'INGENIERIE SYSTEMES

PRODUIT: **Avion Concorde**

SUJET/TITRE: **Tunnel d'Essais Incendie II – Rapport relatif aux essais d'incendie avec écoulement de carburant à partir du point B (Point de Gonesse)**

RESUME:

Le présent document décrit les résultats provisoires des essais d'incendie réalisés dans le Tunnel d'essais incendie II à BAE Systems Warton et concernant le point B d'écoulement carburant (point de fuite carburant de Gonesse) dans le cas d'activation indépendante de chacune des sources d'inflammation utilisées sur le banc de test.

Trois essais d'incendie ont été effectués en utilisant le brûleur de tuyère comme source d'inflammation. Dans chaque cas, l'inflammation s'est produite au niveau du brûleur dans un délai de 0,5 secondes après écoulement du carburant et la combustion s'est poursuivie au-delà du tunnel jusqu'à ce que le flux de carburant provenant de l'intérieur du tunnel ait diminué (13 à 24 secondes). L'incendie ne s'est pas propagé vers l'avant, à l'intérieur du tunnel.

Un essai d'incendie a été effectué en utilisant le brûleur d'entrée auxiliaire comme source d'inflammation. L'inflammation s'est produite 0,24 secondes après la libération du carburant et s'est propagée immédiatement dans le puits du train d'atterrissage. La combustion a été soutenue pendant environ quatre secondes.

Deux essais d'incendie ont été effectués en utilisant, comme source d'allumage, l'inflammation par étincelle à l'intérieur du puits du train d'atterrissage. Dans chaque cas l'inflammation s'est produite dans le puits du train d'atterrissage dans un délai de 0,4 seconde après la libération du carburant et s'est poursuivie pendant environ 8 secondes.

© Airbus UK Limited 2001

All rights reserved.

This document is supplied by Airbus UK Limited on the express condition that it is to be treated as confidential. No use may be made thereof other than that expressly authorised.

TABLE DES MATIERES

1. Introduction

2. Configuration du Tunnel

2.1 Emplacement du Point B d'Écoulement de Carburant

2.2 Mécanisme d'Écoulement de Carburant

2.3 Sources d'Inflammation

2.4 Systèmes de Surveillance

2.5 Fonctionnement du Tunnel

3. Résultats des Essais Incendie

3.1 Position du Brûleur de Tuyère

3.2 Position du Brûleur d'Entrée Auxiliaire

3.3 Position de l'Etincelle dans le Puits de Train d'Atterrissage

4. Conclusions

© Airbus UK Limited 2001

All rights reserved.

This document is supplied by Airbus UK Limited on the express condition that it is to be treated as confidential. No use may be made thereof other than that expressly authorised.

1. Introduction

Le présent document décrit les résultats provisoires des essais incendie réalisés dans le tunnel II de BAE Systems Warton qui concernent le point B d'écoulement de carburant (point de fuite carburant de Gonesse) dans le cas d'activation indépendante de chacune des sources d'inflammation utilisées sur le banc de test.

L'objectif de cette série d'essais est de participer à la compréhension du mécanisme d'inflammation et de propagation du feu lors de l'accident de Gonesse en simulant la fuite de carburant appropriée en présence de fortes sources d'inflammation soupçonnées d'être à l'origine de l'incendie lors de l'accident du Concorde d'Air France à Gonesse. Le tunnel d'essais incendie a été conçu pour simuler les caractéristiques critiques de l'avion Concorde dans la zone de la voilure gauche, des surfaces internes de la nacelle moteur, y compris celle du train d'atterrissage, se référer à la spécification Tunnel d'Incendie II F01/JRB/TT/jk/2979(b) Edition 2.

2. Configuration du Tunnel (Voir Figure 1)

2.1. Emplacement du Point B d'Écoulement de Carburant

L'emplacement approximatif du point B d'écoulement du carburant par rapport à chaque implantation des sources d'inflammation est le suivant :

(i) 45,5 cm à l'avant du bord avant du puits de train d'atterrissage (inflammation par étincelle).
(ii) 3,42 m à l'avant du brûleur auxiliaire.
(iii) 11,96 m à l'avant de l'ensemble brûleur de tuyère.

2.2. Mécanisme d'Écoulement de Carburant

Le mécanisme d'écoulement de carburant au point B a été conçu pour simuler la défaillance du panneau de revêtement sous la voilure qui est intervenue à la suite de la destruction du pneu à Gonesse. Ceci est représenté par une trappe amovible de 30cm x 30cm, maintenue fermée par un axe de cisaillement situé à la partie inférieure d'un réservoir cylindrique contenant 150 litres de carburant. Une bouteille d'azote sous pression de 0,5 litre est reliée au côté du réservoir, séparée par un disque fusible. Avant la libération du carburant la pression de l'azote dans la bouteille est amenée à une valeur inférieure d'environ 10PSI à celle nécessaire pour rompre le disque fusible. L'ouverture de la trappe est obtenue par une augmentation rapide de la pression de l'azote, ce qui entraîne la rupture du disque fusible. Ceci provoque une impulsion due à la pression à l'intérieur de la chambre carburant qui entraîne la rupture de l'axe de cisaillement, ouvre la trappe et libère un jet de carburant vers la paroi latérale d'admission simulée.

2.3. Sources d'Inflammation

2.3.1. Brûleur de tuyère

La tuyère moteur est représentée par quatre brûleurs d'huile internes montés dans un logement construit à cet effet, situé à l'arrière du tunnel.

© Airbus UK Limited 2001
All rights reserved.
This document is supplied by Airbus UK Limited on the express condition that it is to be treated as confidential. No use may be made thereof other than that expressly authorised.

2.3.2. Flamme de Surpression d'Entrée Auxiliaire

La production d'une flamme due à la surpression moteur à cet emplacement est représentée par un seul brûleur d'huile interne, équipé d'un capot permettant son fonctionnement continu pendant la durée de l'essai.

2.3.3. Inflammation par étincelle électrique

L'inflammation par étincelle électrique à l'intérieur du puits du train d'atterrissage est représentée par six dispositifs électriques de production d'étincelles. Chacun a une capacité de 12 joules, et une dissipation de 3 joules au niveau de l'électrode. Le déclenchement de chaque dispositif a été activé de façon aléatoire. Les dispositifs ont été désactivés immédiatement après l'inflammation à l'intérieur du puits du train d'atterrissage.

2.4. Systèmes de Surveillance

Le tunnel d'incendie est équipé de onze thermocouples et de trois prises de pression statique permettant de surveiller la température interne et les pressions pendant chaque essai, de plus il comprend sept caméras vidéos permettant de visualiser les parois via des témoins vitrés.

2.5. Fonctionnement du Tunnel

Avant chaque essai d'incendie, le réservoir carburant est rempli, le système de libération de carburant amorcé et la source d'inflammation choisie est activée pendant quelques secondes. Au début d'un essai, un compte à rebours de quatre minutes est utilisé au cours duquel les vérifications finales sur tous les systèmes opérationnels et de surveillance sont effectuées et la source d'inflammation est activée. A la fin du compte à rebours, l'air du tunnel est libéré suivi environ 2 secondes plus tard par la libération du carburant. L'air du tunnel est libéré à une vitesse de 85 mètres par seconde. Il est coupé après 30 secondes de fonctionnement.

3. Résultats des Essais d'Incendie

Un résumé des résultats d'essais suivants est illustré sur la Figure 2.

3.1. Position du Brûleur de Tuyère

Trois essais d'incendie ont été effectués en utilisant le brûleur de tuyère comme source d'inflammation. Dans chaque cas, l'inflammation s'est produite au niveau du brûleur dans un délai de 0,5 secondes après libération du carburant et la combustion s'est poursuivie au-delà du tunnel jusqu'à ce que l'écoulement de carburant provenant du tunnel ait diminué (13 à 24 secondes). Le feu ne s'est pas propagé vers l'avant, à l'intérieur du tunnel.

3.2. Position du Brûleur d'Entrée Auxiliaire

Un essai d'incendie a été effectué en utilisant le brûleur d'entrée auxiliaire comme source d'inflammation. L'inflammation s'est produite 0,24 secondes après la libération du carburant et s'est immédiatement propagée dans le puits du train d'atterrissage. La combustion a été soutenue pendant environ quatre secondes.

© Airbus UK Limited 2001

All rights reserved.

This document is supplied by Airbus UK Limited on the express condition that it is to be treated as confidential. No use may be made thereof other than that expressly authorised.

3.3. Position de l'Etincelle dans le Puits du Train d'Atterrissage

Deux essais d'incendie ont été effectués en utilisant comme source d'inflammation le procédé d'inflammation par étincelle à l'intérieur du puits de train d'atterrissage. Dans chaque cas l'inflammation s'est produite dans le puits du train d'atterrissage dans un délai de 0,4 secondes après libération du carburant et la combustion s'est poursuivie pendant environ 8 secondes.

4. Conclusions

Les essais objets du présent rapport ont indiqué la nature éventuelle de l'incendie dans la zone de l'avion représentée par le Tunnel d'Incendie II, dans le cas d'une importante fuite de carburant à l'avant du puits du train d'atterrissage lorsqu'il est soumis aux sources d'inflammation qui ont été décrites.

© Airbus UK Limited 2001

All rights reserved.

This document is supplied by Airbus UK Limited on the express condition that it is to be treated as confidential. No use may be made thereof other than that expressly authorised.

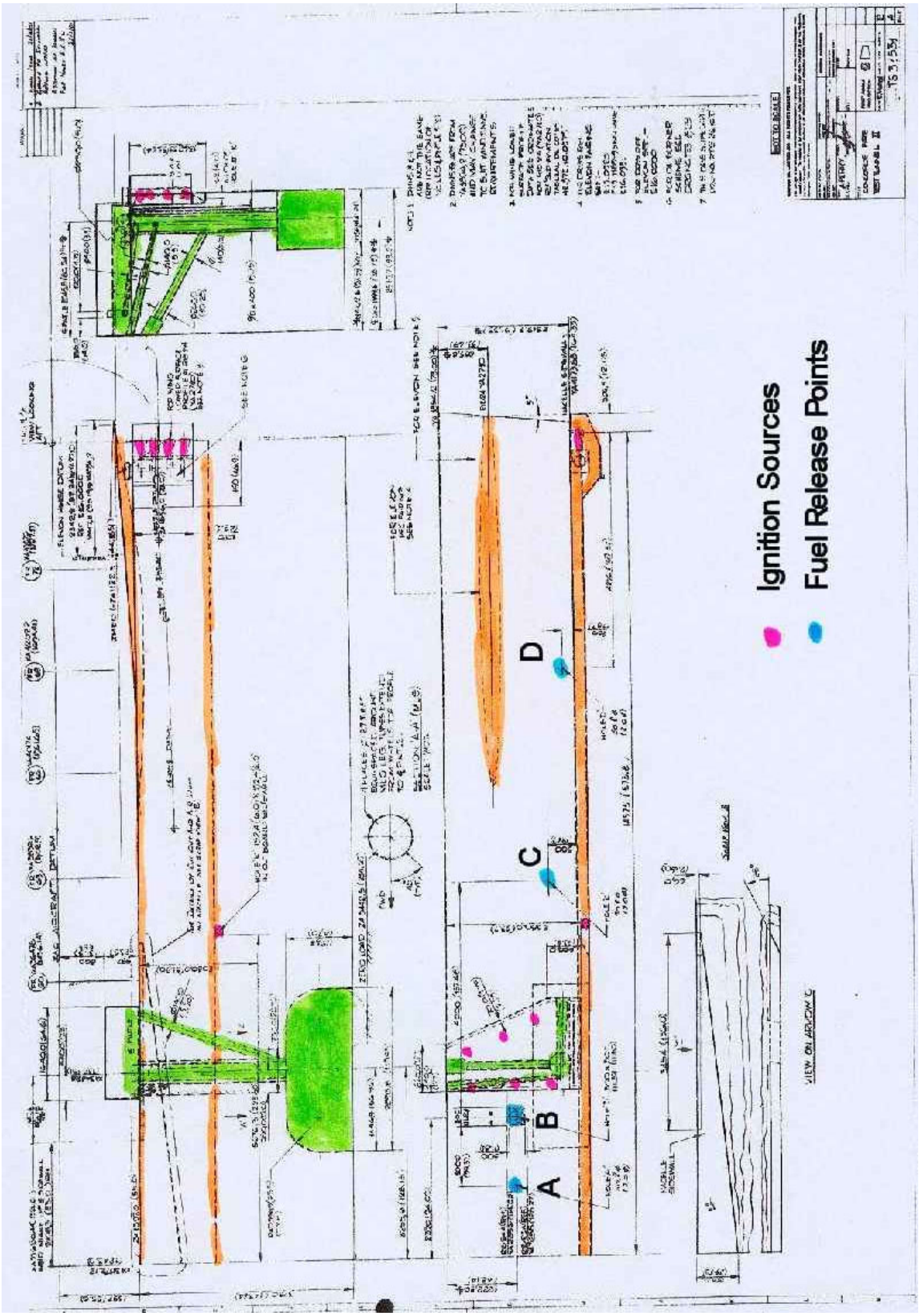


Figure 1

© Airbus UK Limited 2001

All rights reserved.

This document is supplied by Airbus UK Limited on the express condition that it is to be treated as confidential. No use may be made thereof other than that expressly authorised.

TUNNEL D'INCENDIE 2 POUR CONCORDE

RESULTATS D'ESSAIS PRELIMINAIRES AU 22/06/2001

POINT D'ECOULEMENT B

HSWT ESSAI No.	VOL. APPROX De CARB.(L)	VOL. DEBIT NOM. (L/s)	LIEU D'INFLAMMATION	LIEU SOURCE	DELAI D'INFLAMMATION I (SEC)	COMBUSTION SOUTENUE	COMMENTAIRES
###	150	60	TUYÈRE	4 x BRULEURS	0.36	OUI	COMBUSTION A LA SORTIE DU TUNNEL PENDANT 24,0 S.
							PAS DE PROPAGATION VERS L'AVANT.
###	150	60	TUYÈRE	4 x BRULEURS	0.52	OUI	COMBUSTION A LA SORTIE DU TUNNEL PENDANT 13,2 S.
							PAS DE PROPAGATION VERS L'AVANT.
###	150	60	TUYÈRE	4 x BRULEURS	0.48	OUI	COMBUSTION A LA SORTIE DU TUNNEL PENDANT 13,6 S.
							PAS DE PROPAGATION VERS L'AVANT.
###	150	60	ENTREE AUX.	1 x BRULEUR	0.24	OUI	COMBUSION RAPIDE A PROXIMITE DU BRULEUR.
							PROPAGATION VERS L'AVANT DANS LE PUITS DE TRAIN D'ATTERRISSAGE.
###	150	60	PUITS T/A	>ETINCELLE<	0.36	OUI	COMBUSTION DANS LE PUITS DE TRAIN D'ATTERRISSAGE PENDANT ENVIRON 8,3 S.
###	150	60	PUITS T/A	>ETINCELLE<	0.32	OUI	COMBUSTION DANS LE PUITS DE TRAIN D'ATTERRISSAGE PENDANT ENVIRON 5,6 S.

N.B. LES SOURCES D'INFLAMMATION SIGNALEES PAR > < ONT ETE DESACTIVEES LORS DE L'INFLAMMATION DU CARBURANT.

Figure 2

© Airbus UK Limited 2001
All rights reserved.

This document is supplied by Airbus UK Limited on the express condition that it is to be treated as confidential. No use may be made thereof other than that expressly authorised.

CONCORDE: DESTRUCTION DU PANNEAU INTRADOS

Analyse du scénario de rupture en mode 2

Dans l'explication de l'accident de Gonesse, le mode de rupture du panneau d'intrados retrouvé sur la piste est un élément important. Ce document résume l'analyse, qui en a été faite par EADS sur la base des éléments fournis par les enquêteurs, des analyses théoriques et des essais réalisés depuis.

Sans être en mesure de proposer une explication certaine, nous privilégions l'hypothèse dite de la rupture en mode 2, c'est-à-dire l'enchaînement des événements suivants:

- Roulage sur une pièce métallique
- Eclatement d'un pneu
- Impact de(s) morceau(x) de pneu
- Déformation de l'intrados dans une zone ayant été détruite par la suite
- Mouvement interne de carburant dans le réservoir n°5
- Rupture par expulsion du panneau retrouvé sur la piste.

Ce scénario semble parfaitement plausible, et reste, pour EADS, le plus probable sur la base des informations disponibles. A ce titre, il doit servir de référence dans le choix des actions à entreprendre pour la remise en service des avions.

J. GROUAS

Le contenu de ce document est la propriété d' AIRBUS FRANCE. Il est fourni à titre confidentiel et le secret industriel quant à son contenu doit être gardé. Il ne doit en aucun cas être utilisé à d'autres fins que celles pour lesquelles il est fourni et les informations qu'il contient ne peuvent être divulguées à des tiers non habilités. Il ne peut être, en partie ou en totalité, reproduit sans autorisation écrite d ' AIRBUS FRANCE.
© - AIRBUS FRANCE 2001. Tous droits réservés
Reproduit avec l'autorisation d'Airbus France

CONCORDE: DESTRUCTION DU PANNEAU INTRADOS

Analyse du scénario de rupture en mode 2 suite à un impact de débris de pneu

1 - Faits et hypothèses préliminaires

Les faits pouvant concerner la tenue de la structure de l'intrados de voilure peuvent se résumer ainsi:

1.1 Destruction du pneu

Des enquêtes et examens effectués à la suite de l'accident, il ressort les éléments suivants:

- Une lamelle métallique, élément de capot d'inverseur, a été perdue par un DC10 décollant quelques minutes avant Concorde.
- Le pneu n°2 a éclaté en roulant sur la lamelle métallique en donnant des débris de grande taille. Des essais de roulage de pneus similaire sur une lame métallique ont confirmé ce point avec des débris de pneu pouvant atteindre 7et 11kg.
- Après l'accident il a été retrouvé des débris, dont les deux principaux pèsent 4.45 kg et 2.6 kg. Ces derniers ont été trouvés proches l'un de l'autre sur la piste.

1.2 Rupture de l'intrados

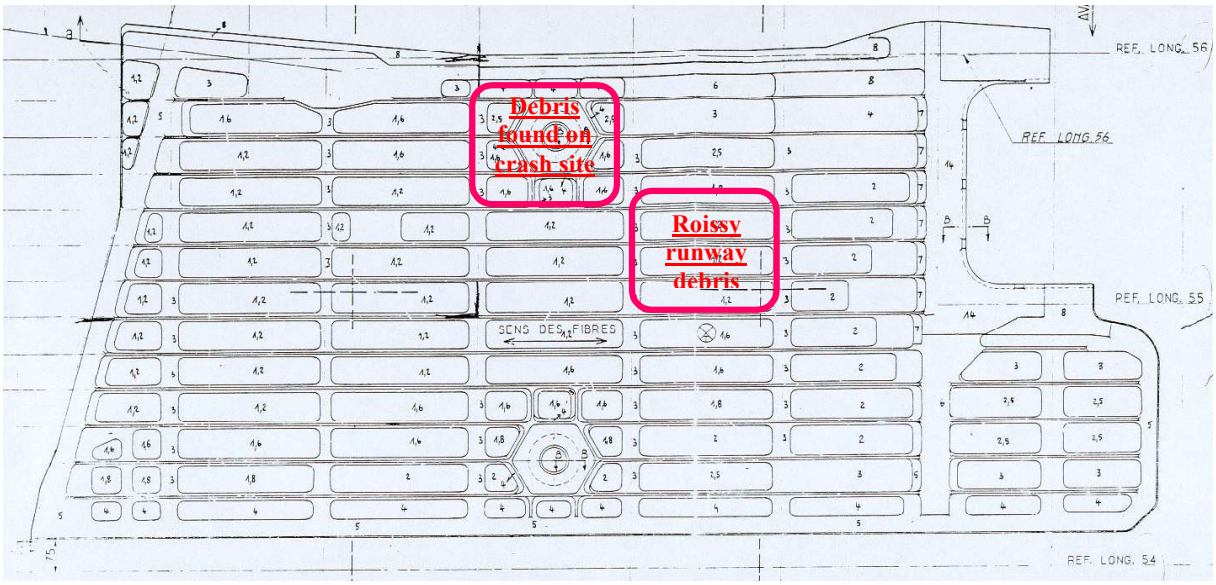
Pour l'instant, sur la base des résultats d'analyses du CEAT et des informations qui ont pu lui être transmises auparavant, EADS a retenu les éléments suivants:

- Un morceau d'intrados du réservoir 5 de dimension 300x300 mm environ a été retrouvé sur la piste (scellé n° 7). Aucune trace d'impact n'est visible, mais la pièce est déformée vers l'extérieur comme si elle avait été soumise à une pression interne au réservoir
- Un autre morceau d'intrados du réservoir 5 a été retrouvé sur le lieu du crash final de l'avion avec une perforation de 30x5mm environ (scellé n° 1). Le reste de la structure avoisinante a été totalement détruit et il n'a pu être fait aucune constatation sur un impact éventuel de morceau de pneumatique sur l'intrados.

1.3 - Examen de la pièce (scellé n° 7)

La pièce retrouvée sur la piste correspond à un morceau d'intrados côté gauche situé entre les nervures 23A et 24A et les longerons 55 et 56 (figure ci-dessous)

Le contenu de ce document est la propriété d' AIRBUS FRANCE. Il est fourni à titre confidentiel et le secret industriel quant à son contenu doit être gardé. Il ne doit en aucun cas être utilisé à d'autres fins que celles pour lesquelles il est fourni et les informations qu'il contient ne peuvent être divulguées à des tiers non habilités. Il ne peut être, en partie ou en totalité, reproduit sans autorisation écrite d ' AIRBUS FRANCE.
© - AIRBUS FRANCE 2001. Tous droits réservés
Reproduit avec l'autorisation d'Airbus France

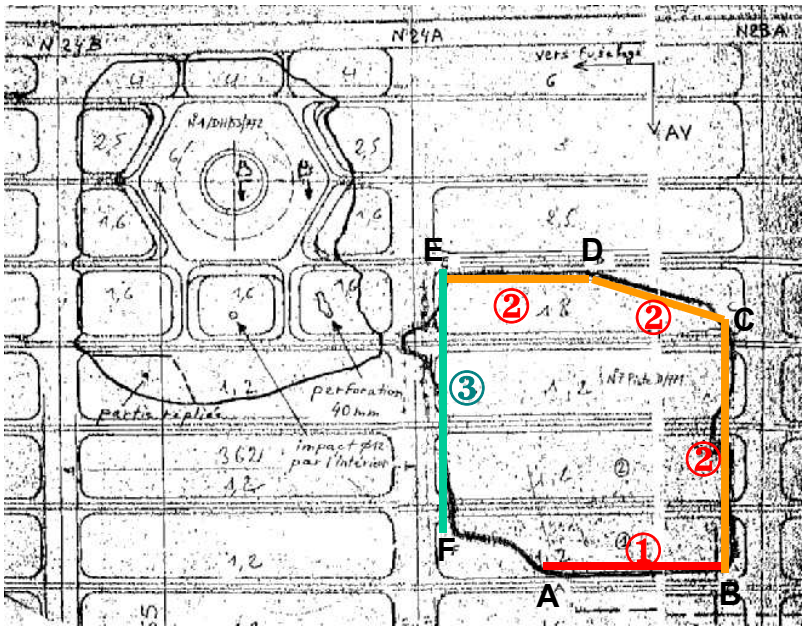


Des informations données sur l'examen de cette pièce, nous avons retenu les éléments suivants:

- La pièce présente une déformation générale indiquant un effort de l'intérieur vers l'extérieur.
- La déformation extérieure correspond à des rayons de courbure allant de 400 à 1300 mm perpendiculairement aux raidisseurs, alors qu'il n'y a pas de courbure apparente parallèlement à ces raidisseurs
- En dehors d'un des bords faisant apparaître un choc, qui a été identifié comme une conséquence de la chute sur la piste, il n'a pas été identifié d'autre trace d'impact sur cette pièce.
- Le faciès de rupture des panneaux sur tout le pourtour de cette pièce a été identifié de la manière suivante:
  - L'ensemble des ruptures sont d'origine statique.
  - La rupture aurait pu commencer sur la partie BC de la figure ci-dessous selon des interprétations des experts du CEAT et du CEPR. La propagation se serait faite depuis B vers C, D puis E
  - Le long de BC les sommets de raidisseurs sont déformés en compression.
  - Une rupture en mode charnière vers l'extérieur suivant EF, le point F étant certainement le dernier point à tenir.

  NB: Les experts de EADS émettent l'hypothèse d'une rupture à partir du segment AB, les écaillages de peinture sur les zones BC, CD et DE, significatives d'une propagation, n'apparaissant pas sur ce segment.

Le contenu de ce document est la propriété d' AIRBUS FRANCE. Il est fourni à titre confidentiel et le secret industriel quant à son contenu doit être gardé. Il ne doit en aucun cas être utilisé à d'autres fins que celles pour lesquelles il est fourni et les informations qu'il contient ne peuvent être divulguées à des tiers non habilités. Il ne peut être, en partie ou en totalité, reproduit sans autorisation écrite d ' AIRBUS FRANCE.
© - AIRBUS FRANCE 2001. Tous droits réservés
Reproduit avec l'autorisation d'Airbus France



1- Initiation de la rupture AB (congé de raccordement) ou BC

2- Propagation BC puis CD et DE

3- Charnière en flexion EF

1.4 - Fuites de carburants

Dans son rapport sur l'analyse de la combustion le CNRS confirme un niveau de fuite de l'ordre de 50 à 100 l/s en s'appuyant sur l'examen de la combustion et sur les quantités de carburant. Ceci est tout à fait cohérent avec les évaluations des débits libérés par un trou de 300*300 mm telles qu'elles ont pu être faites par EADS

On peut donc estimer que la rupture correspondant au morceau d'intrados trouvé sur la piste est la rupture principale à considérer dans la chaîne des événements qui ont conduit à l'accident. On concentrera donc la suite de l'analyse sur cette rupture.

1.5 - Hypothèse préliminaire

Au vu de ces premières constatations, un scénario préliminaire de destruction de ce panneau a pu être établi (cf.: Rapport d'Etape du BEA du 15-12-00)

- Un morceau de pneu a percuté l'intrados dans une zone proche de celle de la pièce identifiée. Le choc a généré une déformation significative de ce panneau, vers l'intérieur sous l'impact, et vers l'extérieur autour de l'impact par continuité de la structure.
- Cette déformation a entraîné un déplacement du carburant dans le réservoir
- Et ce déplacement d'un fluide incompressible par un effet de convection dans le réservoir est venu amplifier la déformation vers l'extérieur du panneau trouvé sur la piste.
- L'affaiblissement des raidisseurs pourrait dans ces conditions être la conséquence de l'impact initial. Le type de dommage constaté dépend de la

Le contenu de ce document est la propriété d' AIRBUS FRANCE. Il est fourni à titre confidentiel et le secret industriel quant à son contenu doit être gardé. Il ne doit en aucun cas être utilisé à d'autres fins que celles pour lesquelles il est fourni et les informations qu'il contient ne peuvent être divulguées à des tiers non habilités. Il ne peut être, en partie ou en totalité, reproduit sans autorisation écrite d ' AIRBUS FRANCE.
© - AIRBUS FRANCE 2001. Tous droits réservés
Reproduit avec l'autorisation d'Airbus France

position exacte de cet impact, de l'attitude du projectile au moment de cet impact et de son énergie.

1.6 - Chronologie des événements

La succession des événements telle qu'elle apparaît dans cette hypothèse est par ailleurs cohérente avec la reconstitution chronologique de l'accident réalisée par le BEA.

1.7 - Validations nécessaires

- Néanmoins ce scénario doit bien sûr être validé par des analyses et des essais appropriés. L'objectif est à la fois d'en étayer le principe et de quantifier les phénomènes pour mettre en relation les dégâts constatés et les valeurs des paramètres d'entrée.
- Dans un deuxième temps, il faut confronter les valeurs trouvées sur ces paramètres d'entrée avec les conditions de l'accident pour établir la vraisemblance du scénario de l'accident.

2 - Moyens de validation des phénomènes

En dehors des constats de l'accident lui-même, où les informations disponibles sont trop partielles pour suffire à étayer le scénario, il a été procédé à de nombreux travaux théoriques et expérimentaux:

2.1 - Modèles de calculs et logiciels RADIOSS:

Les études théoriques ont été menées sur la base de modélisations de l'ensemble structure et carburant du réservoir 5 utilisant le logiciel RADIOSS. Ce logiciel, disponible chez EADS, est reconnu comme étant un outil représentatif de l'état de l'art pour traiter à la fois les phénomènes de dynamique rapide (inférieur à 10^{-4}s) et les couplages fluide/structure. La méthodologie et l'ensemble des travaux exposés par la suite ont été avalisés par l'ONERA, nommé expert par le BEA.

Ces modélisations ont porté sur le réservoir n°5 réel de Concorde et sur des caissons d'études qui ont été définis et fabriqués pour réaliser les essais de validation. L'ensemble des rapports sur les études théoriques est répertorié dans l'annexe 1.

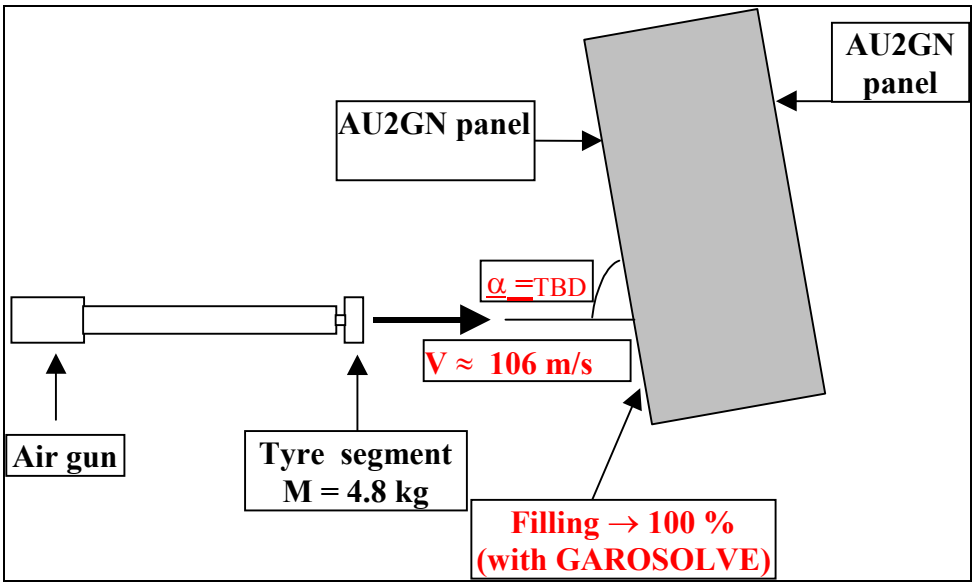
2.2 - Caissons d'essais:

- Pour identifier le phénomène, EADS a réalisé des essais sur des caissons d'essais représentatifs de réservoirs, sur lesquels ont été tirés des morceaux de pneumatique à grande vitesse, dans les installations du CEAT dites du "Tir au Canon".

- Principe des essais

Le contenu de ce document est la propriété d' AIRBUS FRANCE. Il est fourni à titre confidentiel et le secret industriel quant à son contenu doit être gardé. Il ne doit en aucun cas être utilisé à d'autres fins que celles pour lesquelles il est fourni et les informations qu'il contient ne peuvent être divulguées à des tiers non habilités. Il ne peut être, en partie ou en totalité, reproduit sans autorisation écrite d ' AIRBUS FRANCE.
© - AIRBUS FRANCE 2001. Tous droits réservés
Reproduit avec l'autorisation d'Airbus France

Les installations du CEAT permettaient la réalisation d'essais suivant le principe décrit ci-dessous.



Les limitations majeures étaient les suivantes:

- Energie maximale de projection correspondant au couple (4.8kg - 106 m/s)
- Tir horizontal
- Attitude du projectile imposée
- Taille du caisson limitée
- Nombre de tirs et de caissons limités

Il était bien sûr impossible de représenter sur ces essais tous les scénarios possibles de l'accident, et il a été choisi de réaliser des essais génériques, avec le souci d'y représenter les facteurs influents principaux. Il était donc tout à fait improbable de retrouver les conséquences semblables à celle de l'accident, mais seulement d'y trouver des indices permettant d'étayer un scénario de rupture.

- Définition des éprouvettes (annexe 2):
  L'identification des paramètres influents s'est faite de manière progressive, au fur et à mesure des essais et analyses théoriques. La définition des caissons d'essais a donc évolué de la plus simple vers la plus complexe:
  - Caisson parallélépipédique avec panneaux raidis au standard de l'avion mais avec des épaisseurs de fond de maille constantes
  - Caisson parallélépipédique avec des fonds de mailles localement renforcés
  - Caissons avec des panneaux réels, prélevés sur un avion arrêté de vol

- Mesures
  Tous ces caissons étaient équipés de mesures de déformation sur les fonds de mailles et les raidisseurs, et de pression dans le liquide, dans la

Le contenu de ce document est la propriété d' AIRBUS FRANCE. Il est fourni à titre confidentiel et le secret industriel quant à son contenu doit être gardé. Il ne doit en aucun cas être utilisé à d'autres fins que celles pour lesquelles il est fourni et les informations qu'il contient ne peuvent être divulguées à des tiers non habilités. Il ne peut être, en partie ou en totalité, reproduit sans autorisation écrite d ' AIRBUS FRANCE.
© - AIRBUS FRANCE 2001. Tous droits réservés
Reproduit avec l'autorisation d'Airbus France

zone de l'impact et dans les zones voisines. Des mesures de déformées résiduelles ont été faites après essais et des caméras rapides ont permis de visualiser l'impact pendant le tir.

- Les conditions d'essais ont été choisies pour recaler les modèles théoriques avec un objectif d'optimiser les conditions pour obtenir des résultats quantifiables. Les valeurs des paramètres d'essais choisies ne préjugeaient en aucun cas de ce qui avait pu se passer au cours de l'accident.

- Programmes et rapports d'essais
  L'ensemble des programmes et rapports d'essais est répertorié dans l'annexe 2.

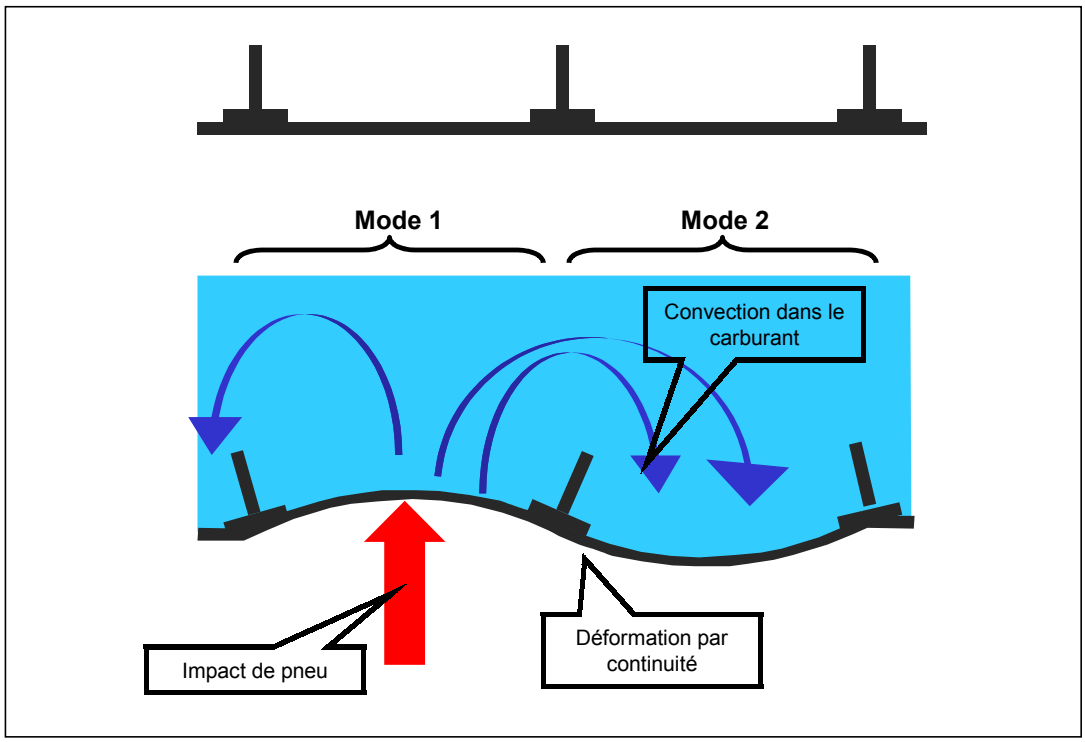
2.3 - Eprouvettes partielles

Des essais sur petites éprouvettes ont aussi été réalisés pour caractériser les matériaux et les modèles locaux de rupture dans les conditions aussi proches que possible des conditions des tirs au CEAT et de celles, que l'on a pu estimer être celles de l'accident:
Ces essais d'éprouvettes ont eu lieu dans les laboratoires d'EADS à Toulouse et au CCR à Suresnes, et également au "Sowerby Research Center" de BAE SYSTEMS en fonction des capacités de ces laboratoires à réaliser des essais particuliers.
Le détail de ces essais sera développé dans la suite du document.

Le contenu de ce document est la propriété d' AIRBUS FRANCE. Il est fourni à titre confidentiel et le secret industriel quant à son contenu doit être gardé. Il ne doit en aucun cas être utilisé à d'autres fins que celles pour lesquelles il est fourni et les informations qu'il contient ne peuvent être divulguées à des tiers non habilités. Il ne peut être, en partie ou en totalité, reproduit sans autorisation écrite d ' AIRBUS FRANCE.
© - AIRBUS FRANCE 2001. Tous droits réservés
Reproduit avec l'autorisation d'Airbus France

3 - Effet d'un impact sur un caisson de voilure avec carburant

3.1 - Mode 1 et Mode 2



- Sur un panneau auto-raidi, sans carburant, le choc d'un morceau de pneu entraîne
  - dans la zone du choc, une déformation dans le sens du choc
  - dans les zones voisines, une déformation dans le sens opposé par effet de continuité structurale.

- A cet impact primaire, s'ajoute un effet secondaire dû au fluide, qui est déplacé et tend à repousser la structure par un processus de convection, d'abord dans les zones les plus proches. Ces zones proches peuvent être les mailles voisines sur l'intrados ou les parois verticales, en fonction de la géométrie locale et de la position de l'impact. Sur les mailles voisines, cet effet vient s'ajouter à l'effet primaire précédemment décrit.

- Dans la pratique, il est impossible de séparer ces deux effets, en revanche, il est utile de distinguer les deux zones avec des sens de sollicitation en sens opposé:
  - Le principe de déformation sur la zone d'impact et dans le sens de l'impact sera appelé Mode 1.
  - Le principe de déformation en sens inverse, correspondant à une expulsion vers l'extérieur, sera appelé Mode 2.

Le contenu de ce document est la propriété d' AIRBUS FRANCE. Il est fourni à titre confidentiel et le secret industriel quant à son contenu doit être gardé. Il ne doit en aucun cas être utilisé à d'autres fins que celles pour lesquelles il est fourni et les informations qu'il contient ne peuvent être divulguées à des tiers non habilités. Il ne peut être, en partie ou en totalité, reproduit sans autorisation écrite d ' AIRBUS FRANCE.
© - AIRBUS FRANCE 2001. Tous droits réservés
Reproduit avec l'autorisation d'Airbus France

Remarque: L'existence des modes 1 et 2 est une caractéristique du type de sollicitation de la structure, indépendamment de son intensité, c'est-à-dire qu'il ne préjuge pas de l'éventualité d'une rupture. L'événement de l'accident correspond à un Mode 2, qui est allé jusqu'à rupture.

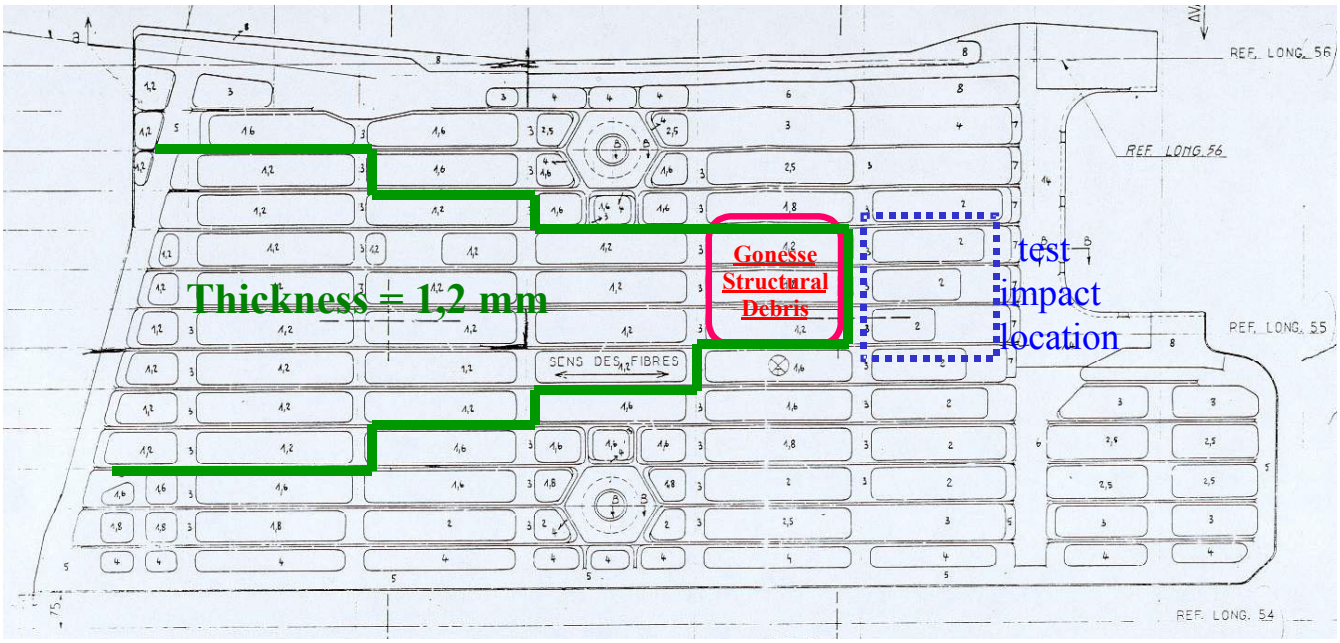
3.2 - Résultats des analyses théoriques:

Les études théoriques amènent au processus suivant:

- Le panneau se déforme sous le choc vers l'intérieur du réservoir
- Une onde de pression sphérique se propage dans le carburant à la vitesse du son, c'est-à-dire 1260 m/s environ, avec des valeurs de pression de l'ordre de 200 bars au départ, elles n'atteignent plus que 10 bars environ lorsqu'elles arrivent dans la zone où le mode 2 est attendu.
- Une convection du carburant qui se déplace à une vitesse beaucoup plus faible, soit une valeur maximale proche de la vitesse du projectile au moment et à l'endroit de l'impact (80 m/s) et s'en allant décroissant pour atteindre des vitesses réduites de moitié sur le panneau voisin
- Ce panneau se déforme vers l'extérieur sous l'action de la convection du fluide entre 3 et 6 ms après le choc, soit entre 2 et 5 ms après le passage de l'onde de pression.
- L'ensemble des études sur des panneaux de géométrie différente fait apparaître une influence très importante de la cartographie des épaisseurs et des rigidités. Pour atteindre la rupture:
  - La zone "mode 2" doit être une zone d'épaisseur faible (1.2 mm de fond de maille sur l'avion).
  - Elle doit être entourée d'une zone sensiblement plus rigide, pour supporter le choc primaire et pour limiter les possibilités de déformation à l'extérieur de la zone "mode 2".
  - La convection du fluide doit être en partie canalisée vers une direction privilégiée, par exemple, grâce à une paroi latérale.

  La planche ci-dessous montre sur ce point la géométrie de la zone sur avion:

Le contenu de ce document est la propriété d' AIRBUS FRANCE. Il est fourni à titre confidentiel et le secret industriel quant à son contenu doit être gardé. Il ne doit en aucun cas être utilisé à d'autres fins que celles pour lesquelles il est fourni et les informations qu'il contient ne peuvent être divulguées à des tiers non habilités. Il ne peut être, en partie ou en totalité, reproduit sans autorisation écrite d ' AIRBUS FRANCE.
© - AIRBUS FRANCE 2001. Tous droits réservés
Reproduit avec l'autorisation d'Airbus France



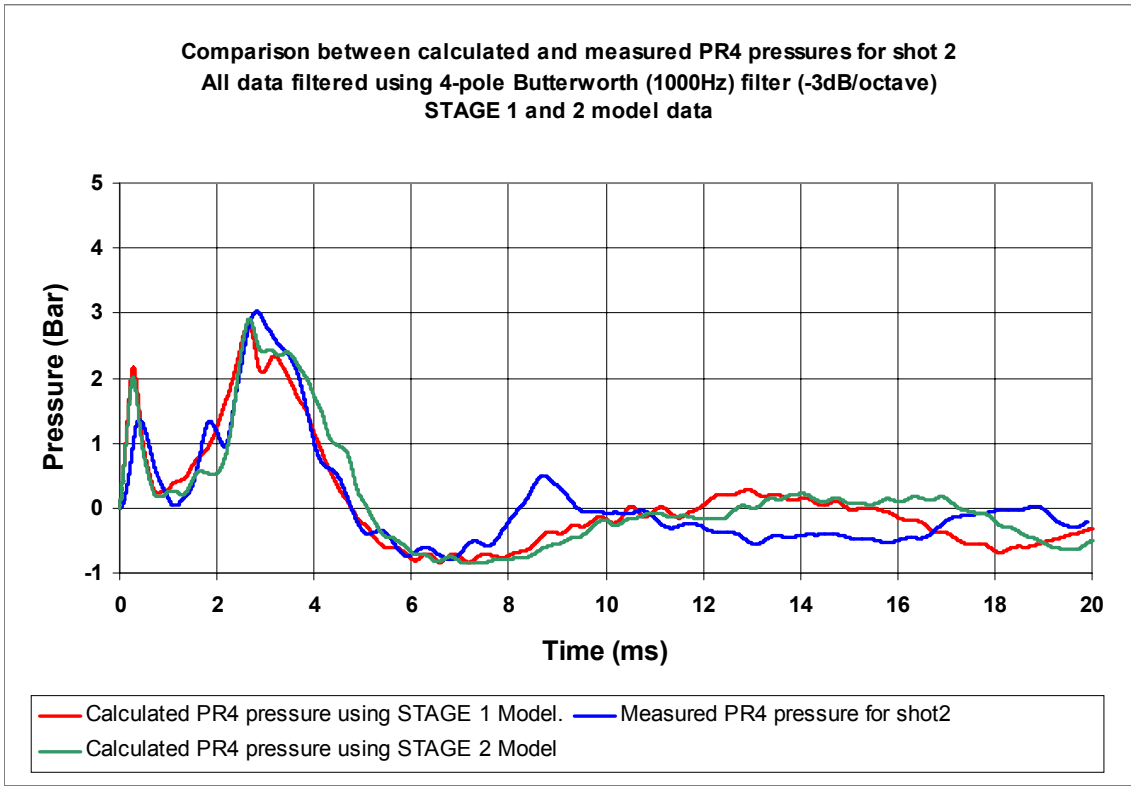
3.3 - Les expérimentations sur caissons

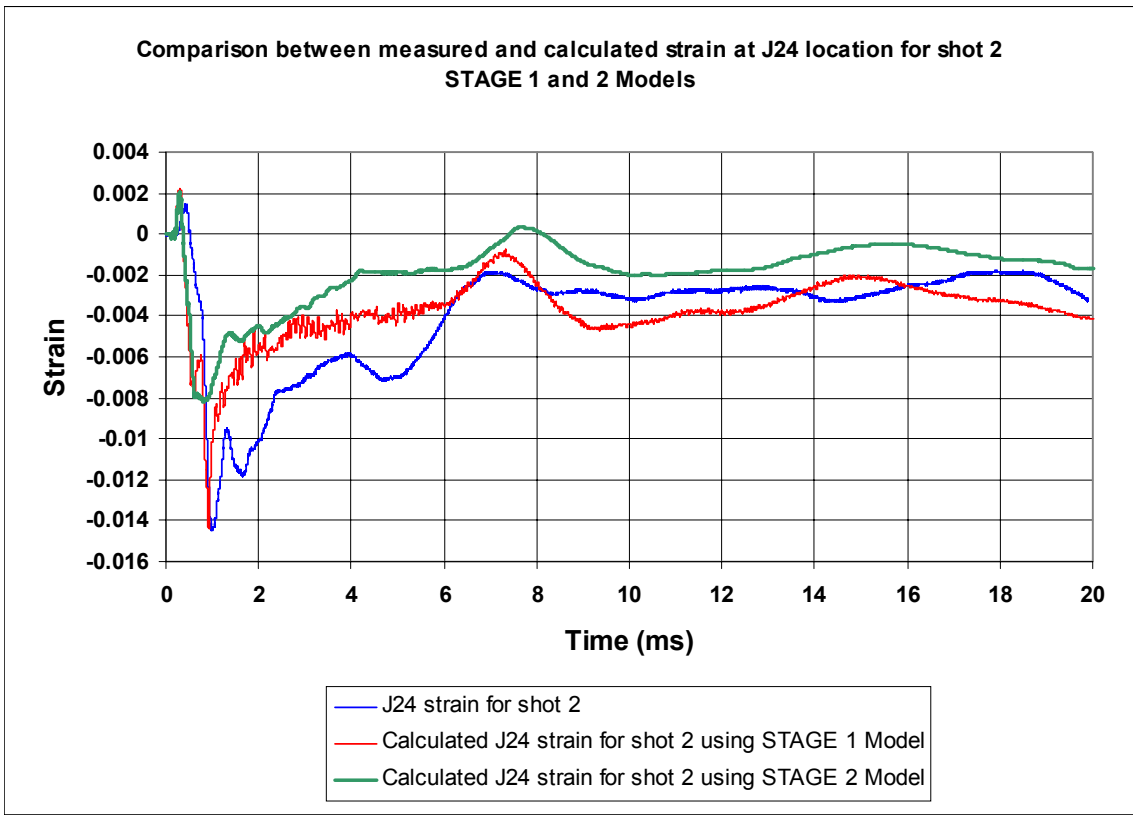
Les essais sur caissons confirment globalement le principe mis en évidence par les études théoriques. Une comparaison détaillée des essais et calculs fait l'objet des rapports cités dans l'annexe 2.

Le bilan de ces essais peut se résumer de la façon suivante:

- Des déplacements significatifs en mode 2 ont été observés sur tous les essais, quelles que soient la géométrie et l'énergie des projectiles.
- La séquence des phénomènes et l'évolution dans le temps des paramètres mesurés sont en accord avec le calcul.
- On retrouve l'indépendance apparente entre l'onde de pression et les contraintes. Les contraintes sont plutôt liées au déplacement d'ensemble du liquide.
- Les valeurs des paramètres mesurés sont en bon accord avec les calculs. Les courbes et le tableau synthétique suivant le confirment.

Le contenu de ce document est la propriété d' AIRBUS FRANCE. Il est fourni à titre confidentiel et le secret industriel quant à son contenu doit être gardé. Il ne doit en aucun cas être utilisé à d'autres fins que celles pour lesquelles il est fourni et les informations qu'il contient ne peuvent être divulguées à des tiers non habilités. Il ne peut être, en partie ou en totalité, reproduit sans autorisation écrite d ' AIRBUS FRANCE.
© - AIRBUS FRANCE 2001. Tous droits réservés
Reproduit avec l'autorisation d'Airbus France





Le contenu de ce document est la propriété d' AIRBUS FRANCE. Il est fourni à titre confidentiel et le secret industriel quant à son contenu doit être gardé. Il ne doit en aucun cas être utilisé à d'autres fins que celles pour lesquelles il est fourni et les informations qu'il contient ne peuvent être divulguées à des tiers non habilités. Il ne peut être, en partie ou en totalité, reproduit sans autorisation écrite d ' AIRBUS FRANCE.
© - AIRBUS FRANCE 2001. Tous droits réservés
Reproduit avec l'autorisation d'Airbus France

Tableau de synthèse des valeurs de calcul et d'essai obtenu lors du tir n°5

	TEST	**SIMULATION**
Maximum pressure (under impact)	203 bars	280 bars
Maximum pressure (away from impact, in expected mode 2 area)	10 bars	14 bars
Maximum skin strain (gauges under impact)	5,5 %	3,7 %
Maximum stiffener strain (gauges under impact)	4,3 %	3,8 %
Maximum skin strain (gauges away from impact)	0,7 %	0,6 %
Maximum stiffener strain (gauges away from impact)	0,7 %	0,7 %

Mais aucune rupture n'a pu être mise en évidence lors de ces essais.

3.4 - Les désaccords entre les essais et les études théoriques

Au vu de ces résultats, on peut affirmer que le principe du Mode 2 est bien validé et que le calcul et les essais sont en bon accord à la fois sur les phénomènes et les niveaux atteints sur les grandeurs mesurées.

L'écart se situe essentiellement sur la capacité à prédire la rupture. C'est donc le phénomène très local du mode de rupture qu'il a fallu revoir.

4 - Le mode de rupture

4.1 - Rupture en mode 2

Les modèles de rupture dépendent du type de sollicitation appliqué. On s'intéressera donc essentiellement à celui du mode 2, reconnu comme l'élément majeur de l'accident.
Cette modélisation se fait en deux étapes:

- identifier les zones fragiles sur la structure
- modéliser dans le détail ces zones avec le support d'essais sur petites éprouvettes pour en ajuster les paramètres.

4.2 - Identification des zones fragiles

Selon les informations en notre possession et au stade actuel des expertises faites sur la pièce, la rupture se serait initiée et propagée le long des congés au pied de la nervure 23A et des raidisseurs. L'ensemble des calculs avant rupture montre que ces zones correspondent à des niveaux de contraintes maximales.

Le contenu de ce document est la propriété d' AIRBUS FRANCE. Il est fourni à titre confidentiel et le secret industriel quant à son contenu doit être gardé. Il ne doit en aucun cas être utilisé à d'autres fins que celles pour lesquelles il est fourni et les informations qu'il contient ne peuvent être divulguées à des tiers non habilités. Il ne peut être, en partie ou en totalité, reproduit sans autorisation écrite d ' AIRBUS FRANCE.
© - AIRBUS FRANCE 2001. Tous droits réservés
Reproduit avec l'autorisation d'Airbus France

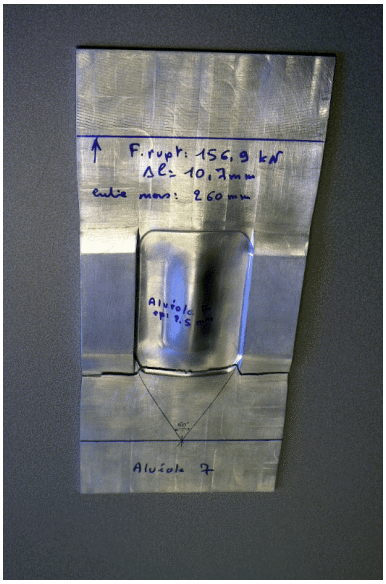
4.3 - Modélisation détaillée de la rupture

4.3.1 - Le principe

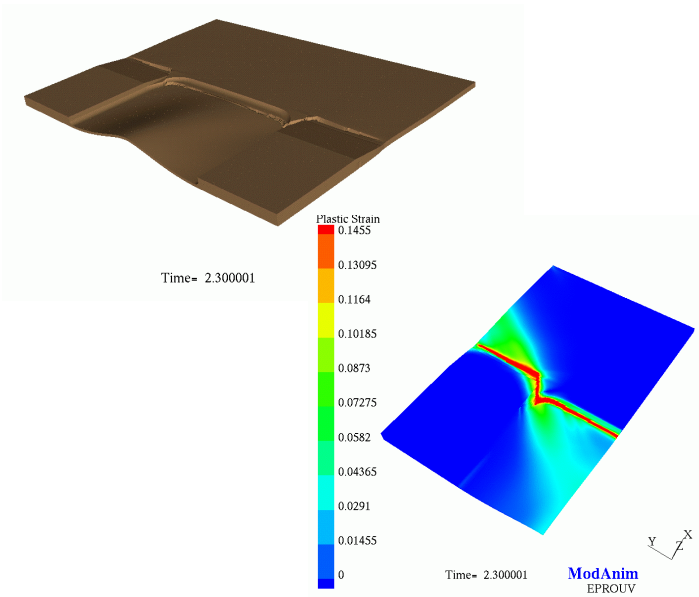
- Les modèles théoriques utilisés pour représenter les phénomènes étant à la limite des moyens de calculs accessibles aujourd'hui, les congés situés au pied des raidisseurs de panneaux n'ont pas été représentés géométriquement dans les modèles d'impact. Il a fallu modéliser le phénomène de rupture dans les congés par une approche en deux temps.

- D'abord, on a effectué une première modélisation volumique fine de la zone de congé de façon à connaître le comportement à rupture de cette zone. Cette modélisation a été confirmée par essais à rupture sur des éprouvettes spécialement définies. A titre d'illustration, on présente ci-après une de ces éprouvettes après rupture ainsi qu'une vue analogue du modèle ayant subi le même chargement.

- Ensuite, on a ajusté sur ce calcul très fin mais local, un modèle d'éléments de structure de taille susceptible d'être intégré dans une structure avion, mais ayant un comportement globalement équivalent.



Eprouvette d'essai après rupture



Modélisation rupture
et visualisation déformations plastiques

4.3.2 - Les résultats des essais

Les essais sur éprouvettes ont permis de confirmer que la zone fragile sous sollicitation en traction se trouvait bien dans le congé.

Le contenu de ce document est la propriété d' AIRBUS FRANCE. Il est fourni à titre confidentiel et le secret industriel quant à son contenu doit être gardé. Il ne doit en aucun cas être utilisé à d'autres fins que celles pour lesquelles il est fourni et les informations qu'il contient ne peuvent être divulguées à des tiers non habilités. Il ne peut être, en partie ou en totalité, reproduit sans autorisation écrite d ' AIRBUS FRANCE.
© - AIRBUS FRANCE 2001. Tous droits réservés
Reproduit avec l'autorisation d'Airbus France

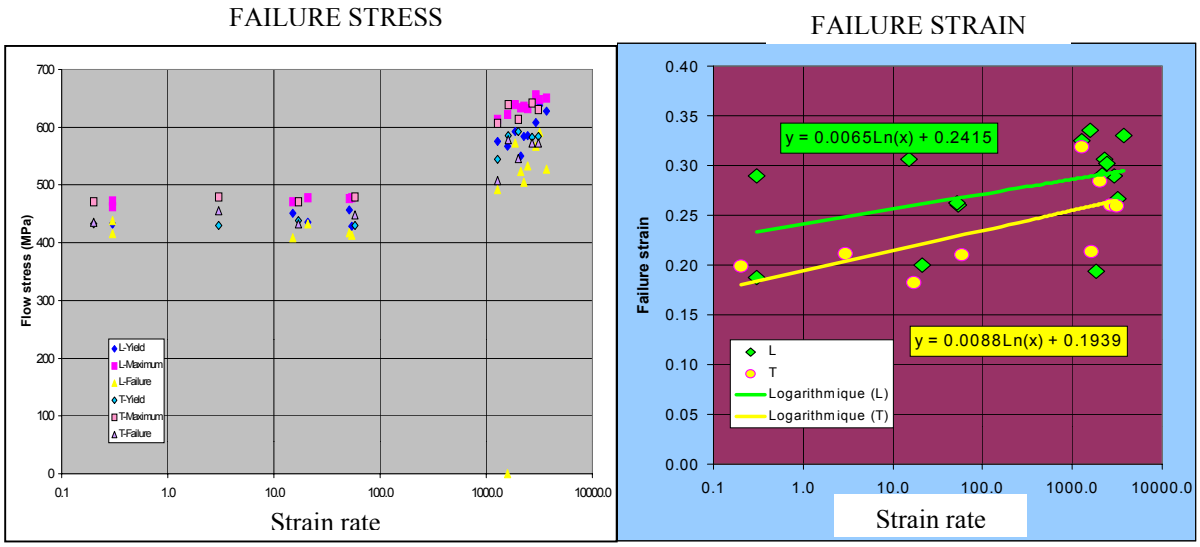
Le modèle de l'éprouvette représente bien l'essai, et pouvait servir de référence pour ajuster les modèles de rupture sur les caissons et l'avion, en fournissant une courbe effort/allongement particulière pour les éléments de cette zone.

4.4 - Le comportement du matériau sous sollicitation très rapide.

L'essai précédant n'a pu être fait qu'à des vitesses de chargement de l'éprouvette relativement faibles pour des raisons de mise en œuvre.

Lors de l'accident, et au vu des résultats théoriques et expérimentaux précédemment évoqués, les vitesses d'allongement sont de l'ordre de 1000 s^{-1} à 10000 s^{-1}, (c'est-à-dire qu'une longueur initiale de référence double respectivement en un millième et un dix-millième de seconde). Des essais ont été menés sur le matériau du Concorde (AU2GN) au laboratoire de BAE SYSTEMS (Sowerby Research Center), spécialement équipé pour ce type d'essais.

Les résultats présentés sur les diagrammes suivants montrent une augmentation importante des contraintes et allongement à rupture avec la vitesse de sollicitation.



4.5 - Conditions de rupture

De ces analyses, il en ressort que dans les conditions d'impact supposées, la structure est capable d'absorber localement et avant rupture une énergie sensiblement plus grande en dynamique qu'en quasi-statique. Compte tenu de la dispersion des résultats obtenus avec des conditions initiales répétitives, le coefficient "d'amplification dynamique" sur l'énergie à rupture au cours des tirs sur caissons ou au cours de l'accident peut se situer entre 1.5 et 2.5 avec une valeur moyenne autour de 2.

Dans ces conditions, au cours de l'essai n°5 sur un panneau réel avion, l'énergie locale de déformation dans les congés peut être estimée à 65% de l'énergie de

Le contenu de ce document est la propriété d' AIRBUS FRANCE. Il est fourni à titre confidentiel et le secret industriel quant à son contenu doit être gardé. Il ne doit en aucun cas être utilisé à d'autres fins que celles pour lesquelles il est fourni et les informations qu'il contient ne peuvent être divulguées à des tiers non habilités. Il ne peut être, en partie ou en totalité, reproduit sans autorisation écrite d ' AIRBUS FRANCE.
© - AIRBUS FRANCE 2001. Tous droits réservés
Reproduit avec l'autorisation d'Airbus France

rupture. Ceci apparaît cohérent avec les mesures et déformations résiduelles trouvées.

Pour obtenir effectivement une rupture dans ce type d'essai, il faudrait donc:
- augmenter d'autant l'énergie globale des projectiles à même géométrie,
- mieux focaliser l'énergie localement par des conditions d'impact particulières,
- avoir fragilisé la structure par un endommagement préalable.

Remarque: En l'absence d'aucun moyen pour le vérifier, on prend l'hypothèse que les résultats liés aux particularités du dessin exprimés § 4.3 et à la vitesse de sollicitation du § 4.4 peuvent se superposer.

5 - Le cas de l'accident

Ayant bien identifié et vérifié le principe de la sollicitation en mode 2 de la pièce retrouvée sur la piste, et évalué des conditions d'énergie susceptibles d'amener le mode 2 jusqu'à la rupture, il convient de revenir au contexte de l'accident pour tenter de dégager des combinaisons d'événements possibles.

Si on revient aux conditions de rupture possible évoquées dans le paragraphe 4.5, la rupture peut s'expliquer dans le cas de l'accident par une combinaison d'événements suivants:
- augmenter l'énergie globale par une augmentation de masse et/ou de vitesse du débris ou en considérant un cas de débris multiples
- mieux focaliser l'énergie dans les congés. Ceci peut être obtenu par des conditions d'impact différentes en position, attitude et peut-être vitesse de rotation du ou des débris. Le mouvement du carburant et son interaction avec les accidents locaux de géométrie est susceptible aussi d'agir sur ce point.
- Avoir fragilisé la structure au préalable, ceci pouvant être la conséquence d'un endommagement en mode 1.

Tous ces points sont revus en détail ci-dessous.

5.1 - le débris de pneu

5.1.1 - masse du/des morceaux de pneu

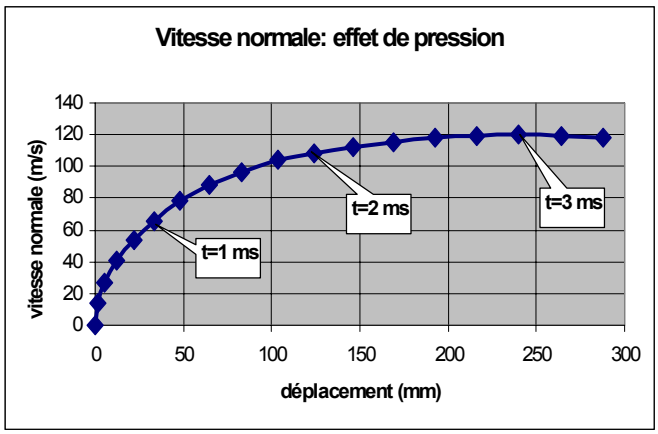
Les seuls morceaux de pneus identifiés sont ceux qui ont été trouvés sur la piste, dont les deux plus gros font respectivement 4.4kg et 2.6kg. Un impact d'un morceau plus gros reste possible, en supposant qu'il aurait pu être détruit par la suite.

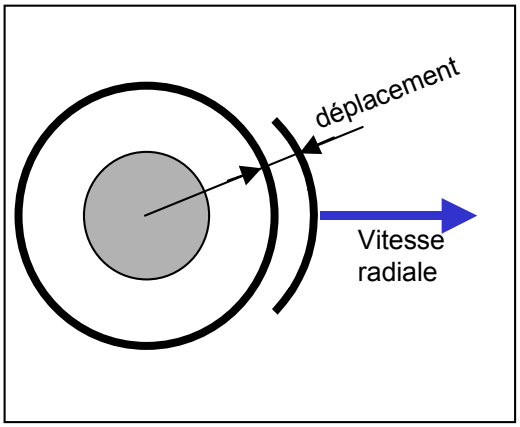
5.1.2 - vitesse du morceau à l'impact

La vitesse d'impact est la résultante de:
- la vitesse tangentielle de la roue, liée à la vitesse de l'avion (87m/s) et corrigée de l'écrasement du pneu au sol qui diminue le rayon de roulement de la roue de 12% environ. La vitesse tangentielle est donc 97m/s.

Le contenu de ce document est la propriété d' AIRBUS FRANCE. Il est fourni à titre confidentiel et le secret industriel quant à son contenu doit être gardé. Il ne doit en aucun cas être utilisé à d'autres fins que celles pour lesquelles il est fourni et les informations qu'il contient ne peuvent être divulguées à des tiers non habilités. Il ne peut être, en partie ou en totalité, reproduit sans autorisation écrite d ' AIRBUS FRANCE.
© - AIRBUS FRANCE 2001. Tous droits réservés
Reproduit avec l'autorisation d'Airbus France

- la vitesse normale, due à l'explosion du pneu et qui dépend largement de la manière dont s'est propagée la rupture du pneu, suivant que le morceau se détache normalement à la surface sous l'effet de la pression, ou qu'il se déchire en s'ouvrant suivant une trajectoire divergente.
  Une étude a été menée dans le cas d'une expulsion sous le seul effet de la pression interne qui donne une évolution de la vitesse radiale suivant le schéma ci-dessous:





En dépit du caractère un peu théorique de ce calcul, on constate qu'une vitesse normale de l'ordre de 100 m/s peut être atteinte très rapidement.

La combinaison de ces deux vitesses donnerait une vitesse totale de 140 m/s, donc une énergie environ deux fois supérieure à celle disponible lors des essais.

5.1.3 <u>- La position de l'impact et son attitude:</u>

Le positionnement de l'impact du pneu sur la structure peut être un paramètre significatif sur le résultat. Toutes les études faites ont été menées aussi bien par analyse que par essais en centrant l'impact du pneu au milieu entre les deux nervures concernées. Un impact plus près d'une nervure pourrait occasionner une détérioration locale en mode 1 qui viendrait fragiliser la structure plus susceptible de se rompre en mode 2 par la suite.
L'attitude du morceau de pneu au moment de l'impact a aussi son importance. Si tous les calculs et essais ont été faits avec un impact à plat, il faut admettre que des attitudes et des positions d'impact différentes, pourraient aussi avoir des conséquences plus importantes. Une mise en rotation du projectile doit aussi modifier le résultat.

5.2 - le carburant dans le réservoir

La question du niveau de remplissage nécessaire dans les essais, a fait l'objet d'études particulières. L'enjeu était de rester représentatif de l'accident compte tenu des différences de taille de l'éprouvette d'essais et de sa position: le

Le contenu de ce document est la propriété d' AIRBUS FRANCE. Il est fourni à titre confidentiel et le secret industriel quant à son contenu doit être gardé. Il ne doit en aucun cas être utilisé à d'autres fins que celles pour lesquelles il est fourni et les informations qu'il contient ne peuvent être divulguées à des tiers non habilités. Il ne peut être, en partie ou en totalité, reproduit sans autorisation écrite d ' AIRBUS FRANCE.
© - AIRBUS FRANCE 2001. Tous droits réservés
Reproduit avec l'autorisation d'Airbus France

morceau de pneu est tiré horizontalement sur un caisson, mis en position quasi verticale, au lieu d'une position horizontale sur avion.

- Remplissage du réservoir 5 et l'effet d'accélération
  Au moment de l'impact du pneu sur le panneau du réservoir n°5, celui-ci devait être à 98% de sa capacité maximale. L'accélération longitudinale de l'avion étant de 0.28 g, la verticale apparente était inclinée de 15°, ce qui fait que la bulle en phase gazeuse se trouvait concentrée à l'avant du réservoir, et très éloignée de la zone d'impact.

- Les analyses effectuées sur le réservoir réel, avec des pleins de 98% et de 100%, ont montré que la surface libre était trop loin de l'impact pour influencer le phénomène du mode 2.

- Les mêmes comparaisons sur l'éprouvette d'essais ont montré un effet important parce que la surface libre se trouvait, dans les conditions de l'essai, trop près de la zone d'impact et qu'elle perturbait le mouvement de convection recherché. Les analyses ont démontré que le plein complet était la configuration représentative.

- En revanche, la forme exacte des parois du réservoir et les équipements internes n'ont pas pu être représentés complètement.

5.3 - Le niveau de contrainte du panneau avant l'impact

- L'état de chargement du panneau d'intrados de voilure pendant la phase de décollage a été évoqué comme un facteur d'amplification possible des conséquences de l'impact

- Pendant les phases au sol, ce panneau est en compression principalement sous l'effet du poids de la voilure pleine de carburant, auquel viennent s'ajouter les contraintes de roulage dues aux irrégularités de la piste. Ces contraintes de compression sont inférieures à 35 MPA dans les nervures et à 11 MPA dans les fonds de maille (cisaillement).
- Ces contraintes sont beaucoup trop faibles pour interférer de façon mesurable sur le phénomène de rupture de l'accident.

5.4 - Fragilisation initiale à l'impact

- Toutes les études effectuées par analyses et dans les conditions choisies pour les essais ont recherché des preuves de comportement en mode 2 sur des structures qui ont toujours bien résisté à l'impact primaire en mode 1.
- Les déformations en compression constatées sur les sommets de raidisseur de la pièce pourrait laisser supposer que cela n'a pas forcément été le cas lors de l'accident.
- Pour revenir à la question de la position de l'impact et aux caractéristiques du projectile mentionné dans le paragraphe 5.1.3 ci-dessus, on peut admettre

Le contenu de ce document est la propriété d' AIRBUS FRANCE. Il est fourni à titre confidentiel et le secret industriel quant à son contenu doit être gardé. Il ne doit en aucun cas être utilisé à d'autres fins que celles pour lesquelles il est fourni et les informations qu'il contient ne peuvent être divulguées à des tiers non habilités. Il ne peut être, en partie ou en totalité, reproduit sans autorisation écrite d ' AIRBUS FRANCE.
© - AIRBUS FRANCE 2001. Tous droits réservés
Reproduit avec l'autorisation d'Airbus France

que des conditions particulières de l'impact proche de la nervure 23A auraient pu initier une destruction locale entraînant une fragilisation de la structure, dont les traces de flambage des raidisseurs sur la pièce retrouvée feraient partie.

5.5 - des débris multiples

- Les études menées ont toujours considéré l'impact d'un seul morceau de pneu sur l'intrados et l'éventualité de plusieurs morceaux atteignant la structure en même temps dans des zones proches mérite d'être considérée.

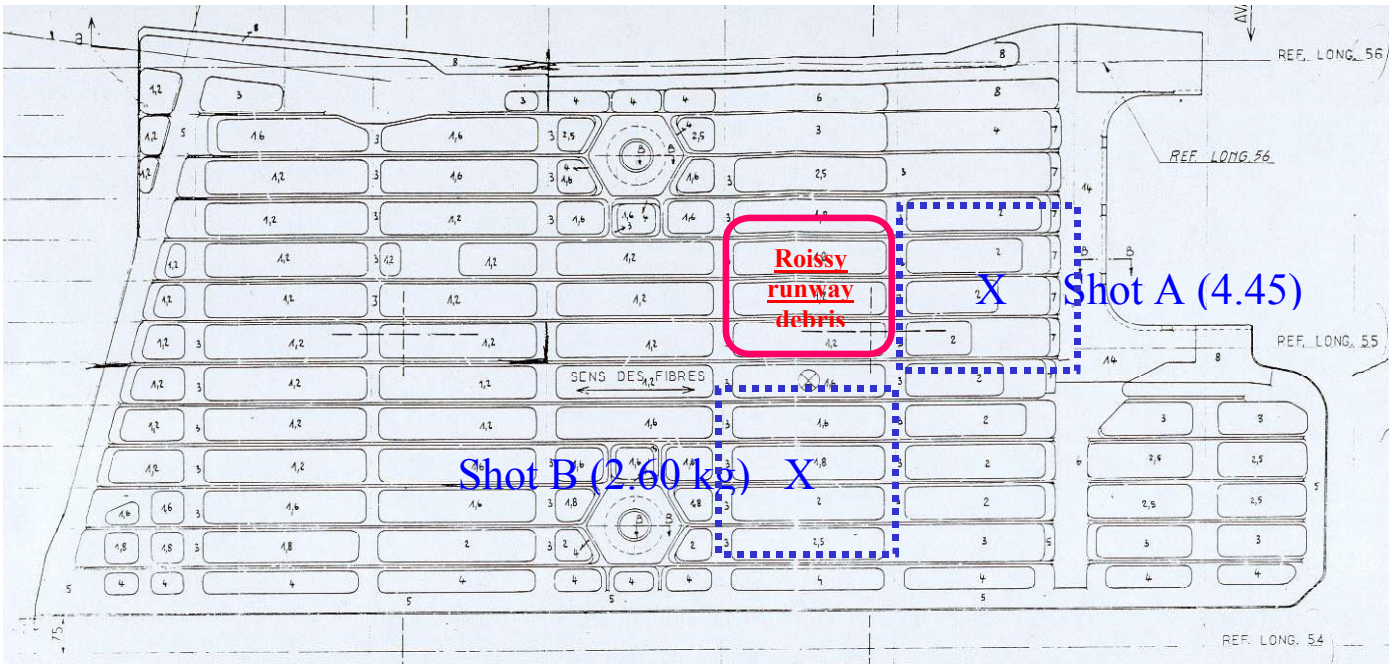
- Les deux principaux morceaux de pneu trouvés sur la piste ont les particularités suivantes:
  - Ils s'emboîtent parfaitement, et sont donc limitrophes sur le pneu,
  - Ils ont été retrouvés près l'un de l'autre

  On peut donc estimer qu'ils ont subi les mêmes événements et qu'ils ont eu des trajectoires semblables.

- L'hypothèse de deux impacts est assez cohérente avec les deux hypothèses d'initiation de la rupture évoquées § 1.3:
  - Une initiation de la rupture le long du segment AB sur le schéma de la page 2, correspondant à un des chocs (shot B sur le schéma ci-dessous)
  - Un déformation des raidisseurs selon le segment BC correspondant à l'autre choc (shot A)

- Une étude a été menée dans ce sens en supposant un premier impact au point A avec le morceau de 4.45 kg suivi d'un deuxième au point B avec le morceau de 2.6kg très légèrement décalé dans le temps (2 ms)
  On y voit clairement que les effets peuvent se superposer suivant une loi qui dépendra de la séquence et de l'emplacement des impacts.

Le contenu de ce document est la propriété d' AIRBUS FRANCE. Il est fourni à titre confidentiel et le secret industriel quant à son contenu doit être gardé. Il ne doit en aucun cas être utilisé à d'autres fins que celles pour lesquelles il est fourni et les informations qu'il contient ne peuvent être divulguées à des tiers non habilités. Il ne peut être, en partie ou en totalité, reproduit sans autorisation écrite d ' AIRBUS FRANCE.
© - AIRBUS FRANCE 2001. Tous droits réservés
Reproduit avec l'autorisation d'Airbus France



	1 débris 4.45 kg	1 débris 2.6 kg	2 débris 4.45 + 2.6 kg
Déformation maximale en Mode 2	10 mm	5 mm	12 mm
Coefficient d'allongement en Mode 2	100 %	39 %	117 %

- Les effets des deux impacts se combinent suivant une loi difficile à appréhender, fonction de la position des impacts, de leurs attitudes et de leur chronologie.

Le contenu de ce document est la propriété d' AIRBUS FRANCE. Il est fourni à titre confidentiel et le secret industriel quant à son contenu doit être gardé. Il ne doit en aucun cas être utilisé à d'autres fins que celles pour lesquelles il est fourni et les informations qu'il contient ne peuvent être divulguées à des tiers non habilités. Il ne peut être, en partie ou en totalité, reproduit sans autorisation écrite d ' AIRBUS FRANCE.
© - AIRBUS FRANCE 2001. Tous droits réservés
Reproduit avec l'autorisation d'Airbus France

Conclusions

- Les pièces retrouvées après l'accident sont très partielles, et aucune trace d'impact de pneu n'a pu être mise en évidence. Dans ces conditions, il n'est pas possible de décrire et de prouver de manière absolue un scénario de destruction de la structure.
- Cependant le scénario d'une rupture par la succession d'un choc primaire mode1, de mouvement de carburant dans le réservoir aboutissant à une rupture en mode 2 dans une zone moins résistante est vraisemblable.
- De très nombreuses études théoriques et essais sur caissons et éprouvettes ont été développés sur des sujets particulièrement inédits et faisant appel à des techniques à la limite de l'état de l'art, ce qui s'est traduit par une progression pas toujours régulière des travaux.
- Ils valident cependant bien la physique générale du phénomène, et tendent à montrer qu'il a fallu focaliser un niveau important d'énergie dans la zone de rupture.
- Cette focalisation d'énergie dépend des conditions de l'impact, sur lesquelles on ne peut faire que des hypothèses. Les axes à privilégier semblent être les suivants:
  - Une vitesse plus importante du morceau de pneu.
  - L'attitude du projectile et la position de l'impact qui peut se révéler localement plus endommageant.
  - Une fragilisation de la zone suite à l'impact primaire, facilitant par la suite une destruction en mode 2
  - Plusieurs impacts quasi simultanés apportant plus d'énergie dans le système.

  Une combinaison plausible de ces quatre axes est de nature à expliquer une rupture selon le scénario du mode 2 lors de l'accident.

Le contenu de ce document est la propriété d' AIRBUS FRANCE. Il est fourni à titre confidentiel et le secret industriel quant à son contenu doit être gardé. Il ne doit en aucun cas être utilisé à d'autres fins que celles pour lesquelles il est fourni et les informations qu'il contient ne peuvent être divulguées à des tiers non habilités. Il ne peut être, en partie ou en totalité, reproduit sans autorisation écrite d ' AIRBUS FRANCE.
© - AIRBUS FRANCE 2001. Tous droits réservés
Reproduit avec l'autorisation d'Airbus France

ANNEXE 1: Etudes théoriques

OUTIL RADIOSS ET EXPERIENCES ANTERIEURES

Crashworthiness for commercial aircraft : drop test simulations
J.L. LEGROS, C. BRAND
Aerospatiale Aeronautique
Technical note 436.0031/96
March 1996

Choc à l'oiseau sur structures aéronautiques - phase 2
M. MAHE
Aerospatiale Aeronautique
Technical note 530.0103/97
September 1997

RADIOSS THEORY MANUAL. Version 4.2
July 2000. Mecalog.

CONCORDE STUDIES

Concorde wing tank structure impact justification.
M. MAHE, F. GAIBLE,
Technical note 530.0192/01

Radioss: Test-simulation correlation without failure.
M. MAHE, F. GAIBLE,
Technical note 530.0196/01

Radioss: Test-simulation correlation up to failure.
M. MAHE, F. GAIBLE,
Technical note 530.0197/01

Gonesse accident - Structure failure study.
M. MAHE, F. GAIBLE,
Technical note 530.0199/01

Le contenu de ce document est la propriété d' AIRBUS FRANCE. Il est fourni à titre confidentiel et le secret industriel quant à son contenu doit être gardé. Il ne doit en aucun cas être utilisé à d'autres fins que celles pour lesquelles il est fourni et les informations qu'il contient ne peuvent être divulguées à des tiers non habilités. Il ne peut être, en partie ou en totalité, reproduit sans autorisation écrite d ' AIRBUS FRANCE.
© - AIRBUS FRANCE 2001. Tous droits réservés
Reproduit avec l'autorisation d'Airbus France

ANNEXE 2: Essais sur caissons et éprouvettes

Tank specimen NZG tyre impact test program
P. GADET
EADS Airbus
Technical note 581.0178/2001
May 2001

Tank specimen stiff debris impact test program
P. GADET
EADS Airbus
Technical note 581.0179/2001
June 2001

Tyre impact on aircraft panel - test program
P. GADET
Test program 577.0030/2001,
July 2001

Etude du comportement dynamique de réservoir soumis à un impact de pneumatique
Partie 1 : première campagne d'essais
J.P. BOSCH
CEAT
S00/6508000 P1
Mars 2001

Etude du comportement dynamique de réservoir
Partie 3 : Deuxième campagne d'essais d'impact de pneumatique (NZG)
J.P. BOSCH
CEAT
S00/6508000 P3
Mars 2001

Etude du comportement dynamique de réservoir
Partie 4 : Impact sur panneau avion
J.P. BOSCH
CEAT
S00/6508000 P4
Juillet 2001

Le contenu de ce document est la propriété d' AIRBUS FRANCE. Il est fourni à titre confidentiel et le secret industriel quant à son contenu doit être gardé. Il ne doit en aucun cas être utilisé à d'autres fins que celles pour lesquelles il est fourni et les informations qu'il contient ne peuvent être divulguées à des tiers non habilités. Il ne peut être, en partie ou en totalité, reproduit sans autorisation écrite d ' AIRBUS FRANCE.
© - AIRBUS FRANCE 2001. Tous droits réservés
Reproduit avec l'autorisation d'Airbus France

TABLE DES MATIERES

INTRODUCTION **5**

1. PRESENTATION DE LA METHODE DE RESOLUTION **7**

1.1. Simulation numérique par éléments finis 7

1.2. Application de la méthode numérique à l'analyse de l'accident du Concorde 8

1.3. Calculs paramétriques 13

2. RESULTATS **15**

2.1. Projectile de vitesse initiale 120 m/s – Loi 36 15

2.2. Projectile de vitesse initiale 360 m/s – Loi 27 22

2.3. Projectile de vitesse initiale 120 m/s – cinématique modifiée – Loi 36 24

2.4. Projectile de vitesse initiale 120 m/s – Loi 27 sans critère de rupture 24

3. CONCLUSIONS **25**

REMERCIEMENTS **27**

REFERENCES **27**

INTRODUCTION

Des éléments de l'enquête [1] concernant l'accident du Concorde survenu en Juillet 2000 mentionnent qu'un morceau de panneau de voilure intrados de 1.2 mm d'épaisseur (sous l'aile) a été retrouvé sur la piste, arraché de l'intérieur vers l'extérieur, mais sans présenter aucun signe de perforation. Cet élément ne présente pas de trace d'incendie, ce qui laisse supposer que son arrachement précéda le démarrage du feu. L'arrachement de cet élément de dimension importante ayant probablement été à l'origine de la fuite importante de carburant, cause de la catastrophe, la question se pose naturellement de savoir comment cet événement a pu se produire.

Plus récemment, et sur les lieux du crash cette fois, a été retrouvé un autre morceau d'un panneau de voilure intrados perforé, dont la position est justement périphérique du panneau arraché, et d'épaisseur 1.6 mm. Il semblerait bien que la perforation (40 mm x 20 mm, bords aigus, tranchés, et une lèvre recourbée à 45° vers l'intérieur) provienne de l'impact d'un projectile. L'analyse semble établir que ce n'est pas lors du crash, mais bien au décollage, que la perforation eût lieu. Il semble raisonnable de penser alors que, lors de l'éclatement du pneu, des éclats de natures diverses aient pu être projetés et aient percé le réservoir (d'autres incidents de ce type ont déjà été relevés au cours de l'exploitation de l'appareil) [2].

Or, la perforation d'un réservoir entièrement empli de carburant (au décollage, ce qui est un paramètre aggravant), par un projectile suffisamment rapide, peut générer ce que l'on appelle un coup de bélier hydrodynamique dans un réservoir. Le mécanisme du coup de bélier hydrodynamique est simple : un projectile, précipité dans un fluide, est brutalement ralenti (son ralentissement est fonction de son coefficient de traînée et donc de sa géométrie). Lors de ce ralentissement, l'énergie cinétique du projectile est transférée au fluide et une cavité d'un certain volume se crée autour de l'objet (le fluide est propulsé à la vitesse du projectile). En cas de confinement (pas d'espace libre dans le réservoir), le fluide étant incompressible, un chargement mécanique « proportionnel » au volume de cette cavité est donc transmis à la structure. La sévérité du coup de bélier peut donc être reliée au volume de la cavité, lui-même dépendant de mécanismes plus complexes : une onde de compression (1) se réfléchit en onde de traction si elle rencontre une surface libre, (2) se réfléchit en onde de compression si elle rencontre une surface rigide. Une onde de compression et une onde de traction se soustraient, deux ondes de compression s'ajoutent. Un jeu complexe d'ondes concurrentes incidentes et réfléchies se met donc en place, qui vont déterminer le volume de la cavité (la surface de la cavité constitue elle-même une surface libre), et donc le chargement mécanique. Lorsque la cavité finit par s'écrouler, un choc en retour peut également être généré.

De tels coups de bélier peuvent provoquer des dégâts particulièrement importants voire catastrophiques à l'intrados comme à l'extrados des caissons réservoirs (phénomène bien connu pour les avions militaires subissant des tirs). On constate souvent dans ces cas une pétalisation du panneau métallique autour du point d'impact intrados ou d'un point d'amorçage extrados (perforation de rivet, etc).

Dans les circonstances actuelles, aucun scénario ne peut être écarté a priori. Une explication possible étant que l'arrachement du panneau réservoir ait eu pour origine un tel coup de bélier hydrodynamique,

l'ONERA a proposé d'étudier la pertinence de ce scénario. Cette pertinence peut être remise en question par le fait que, pour initier un tel phénomène, le projectile doive non seulement posséder une énergie initiale suffisante pour perforer la paroi de la voilure, mais surtout une énergie résiduelle après perforation suffisante pour générer le coup de bélier en question. C'est la raison pour laquelle ce type de phénomène est généralement observé pour de très grandes énergies (ce qui pour les petits projectiles signifient une très grande vitesse d'impact, de l'ordre de 1000 m/s pour 0.05 kg, ce qui donne des énergies voisines de 25 kJ). Lors de l'éclatement du pneu, les estimations ne laissent pas présager de risques d'éjectats à des vitesses supérieures à 120 m/s. Pour atteindre les énergies mentionnées précédemment, il faudrait donc un projectile de densité particulièrement importante, dont on ignorerait totalement l'origine.

D'un autre coté, la structure n'est pas rivetée mais usinée dans la masse, ce qui limite a priori le nombre des amorces de déchirure traditionnellement possible (à partir des perforations dues à la mise en place des rivets, par exemple). Il faut néanmoins considérer cette « absence » de points d'amorçage dans tous les scénarii, et en tirer la conclusion que les seules concentrations de contraintes locales liées à la présence des différences d'épaisseur, des nervures et des lisserons, auraient suffi à déclencher une rupture instable dans le matériau. En effet, le choix de l'AU2GN pour le Concorde fut principalement dicté par les caractéristiques intéressantes de cette nuance d'aluminium vis-à-vis du problème de fluage à chaud (on craignait que le supersonique ne s'échauffe en vol, ce qui a posteriori ne s'est pas avéré être le cas), et pas outre mesure vis-à-vis de sa résistance à la fatigue. Or il semblerait que ce matériau s'avérait particulièrement sensible à l'effet d'entaille (en terme de rupture). D'un autre côté, la perforation pourrait tenir lieu d'amorce potentielle, mais les investigations démontrent que, même si les phénomènes de ruine se sont développés dans des zones voisines, l'arrachement n'est pas parti de la perforation.

A la différence des investigations menées dans le cadre de l'enquête judiciaire, ou des travaux menés par EADS pour la re-certification de l'appareil, l'objectif des travaux présentés vise à la compréhension des phénomènes qui ont été à l'origine de l'accident et plus particulièrement de l'arrachement du panneau retrouvé sur la piste. L'ONERA ayant développé une méthode d'analyse numérique du phénomène du coup de bélier hydrodynamique dans les réservoirs, il a été proposé au BEA d'appliquer cette méthode pour tenter de valider ou d'infirmer ce scénario.

Plus précisément, si coup de bélier il y eût, l'ONERA propose de focaliser son analyse sur le fait que l'arrachement ne soit pas parti de la zone d'amorçage que constituait la perforation (perforation et fragment arraché ne sont distants que de quelques centimètres). Le scénario de coup de bélier pourrait en effet être infirmé si les simulations E.F. confortent l'hypothèse que l'arrachement aurait du préférentiellement démarrer de cette perforation (pétalisation autour de la perforation). Pour démontrer cela, il n'est pas forcément nécessaire de modéliser l'ensemble du caisson réservoir. Dans cette optique, des maillages fins et réguliers peuvent être utilisés, ce qui améliore le niveau de confiance attribué aux calculs. Le cas le plus critique est traité, dans lequel le fluide est totalement confiné.

Les caractéristiques en termes de trajectoire, de vitesse et de densité du projectile sont les suivantes : trajectoire à 45° par rapport à la surface au point d'impact, et dirigée vers le point de démarrage supposé de l'arrachement (cf rapport d'enquête), vitesse initiale de 120 m/s. La géométrie et le matériau du projectile sont inconnus. Il est admis que la géométrie ne joue qu'indirectement sur la sévérité du coup de bélier. Par contre, l'énergie initiale importe, puisqu'elle va s'opposer au ralentissement (traînée du projectile) et va

permettre de prolonger la course et augmenter le volume de la cavité autour du projectile. L'évolution du coefficient de traînée sera du type de celle d'un barreau cylindrique de quelques 50 mm de long pour 10 mm de diamètre, doté d'un angle d'inclinaison initial dans le fluide de 30° par rapport à la paroi impactée, et se retournant violemment dès les premiers instants de la traversée. Il a en effet été constaté que ce type de configuration pouvait générer un coup de bélier hydrodynamique en paroi avant de structures métalliques [2], et l'ONERA dispose des éléments nécessaires à une telle modélisation.

L'ONERA ne modélisera pas le processus de perforation de la paroi intrados, qui sera supposée n'avoir consommé qu'une faible partie de l'énergie initiale du projectile. La simulation démarre donc juste après que le projectile ait pénétré le fluide.

1. PRESENTATION DE LA METHODE DE RESOLUTION

1.1. Simulation numérique par éléments finis

La méthode de résolution repose sur l'utilisation d'un code de calcul explicite par éléments finis (RADIOSS en l'occurrence). Ce type de code éléments finis, généralement appelé code « Crash » car particulièrement adapté à la résolution des problèmes à « petites déformations » et grands déplacements, repose sur la résolution des équations de propagation des ondes mécaniques dans les milieux continus. Le schéma d'intégration explicite permet de résoudre des problèmes présentant des nombres particulièrement importants de degrés de liberté.

Avant que de décrire plus précisément la méthodologie, quelques rappels généraux concernant les différents méthodes numériques existant doivent être faits : bien que les ondes mécaniques se propagent tout autant dans les fluides que dans les solides, une autre théorie est généralement utilisée pour traiter la première catégorie de milieu, et repose sur la résolution des équations de la mécanique des fluides. En fait, historiquement, pour chacun des problèmes fluides et structures, des techniques différentes de discrétisation de l'espace et du temps et de modélisation ont été développées. Pour les solides, on évoquera la méthode Lagrangienne (le maillage est déformable et suit exactement les déformations de la matière) et les lois de comportement. Pour les fluides, on évoquera la méthode eulérienne (le maillage de l'espace est fixe, et on étudie les équations de conservation des flux de matière au travers de la grille spatiale) et les équations d'état. Il existe une méthode plus générale, dénommée ALE pour « Arbitrary Lagrange Euler » ou « Approximated Lagrange Euler » selon les sources, qui a été développée, en théorie, spécialement pour traiter des problèmes couplés fluide/structures. La partie structure est traitée en Lagrangien, et la partie fluide est partiellement traitée en Lagrangien (pour suivre les déformées des milieux solides aux frontières du milieu fluide, et partiellement en eulérien (pour éviter d'avoir de trop grandes déformations du maillage, ce qui nuirait à la validité et à la stabilité du calcul). Pour fonctionner correctement, il est absolument nécessaire que les déformées de la grille ALE restent faibles, sous peine de voir apparaître des instabilités numériques mettant terme au calcul. L'inconvénient de cette méthode ALE, qui permet, toujours en théorie, d'appréhender le comportement de milieux fluides biphasiques et le couplage avec les structures, est d'être

beaucoup plus coûteuse en terme de temps de calcul que la méthode Lagrangienne (à déformation égale du maillage).

L'objectif de notre modélisation consiste à représenter l'intrusion dans le fluide d'un corps solide, dont le coefficient de traînée évolue au cours du temps (en générant un jeu d'ondes de compression se propageant dans le fluide et chargeant la structure jusqu'à la ruine). La méthode proposée et développée par l'ONERA repose sur le constat que la seule méthode permettant de traiter « rapidement » et en 3D le problème du coup de bélier dans une structure réelle est la méthode Lagrangienne, pour peu que l'on parvienne à contrôler la déformation du maillage. Pour cela, il est décidé d'utiliser un projectile de forme conique : son double avantage est d'avoir une trajectoire stable, d'une part, et de permettre un écoulement faiblement déformé du fluide à sa frontière, d'autre part. Les dimensions et l'angle d'ouverture du cône déterminent complètement son coefficient de traînée hydrodynamique. En faisant varier continuement ces grandeurs au cours du calcul, il est donc possible de piloter un projectile de coefficient de traînée variable. Cette méthode a été développée et validée en 2D dans un premier temps [3], avant que d'être transposée en 3D.

1.2. Application de la méthode numérique à l'analyse de l'accident du Concorde

En résumant, un domaine borné de fluide est maillé autour du projectile conique. La finesse adaptée du maillage dans cette zone permet de gérer correctement les contacts et les déformations. Des interfaces virtuelles permettent d'imposer et de préserver un écoulement radial du fluide autour du projectile. Cette partie du modèle contient 57232 éléments finis de volume pour le fluide, et 48 éléments de coques pour le projectile (cf figure 1).

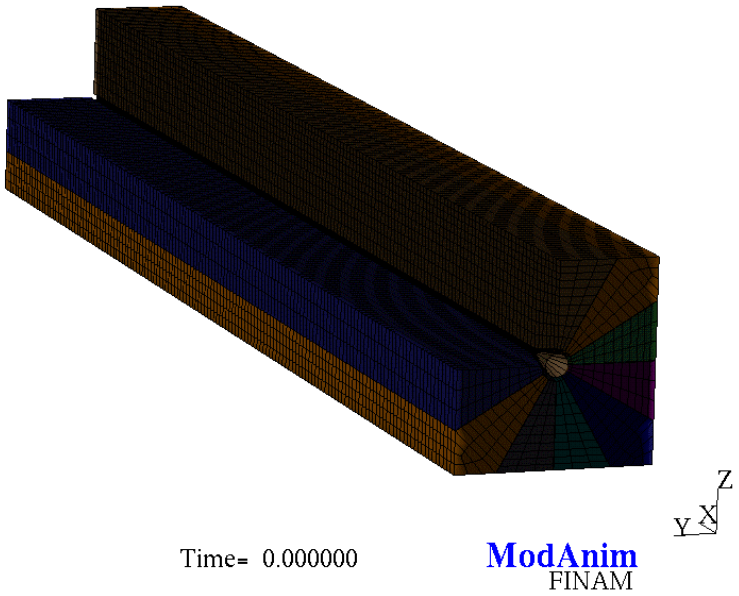


Figure n°1 – Ecorché du maillage du projectile et du fluide environnant -

Par ailleurs, un modèle éléments finis de 4 tronçons du réservoir et du reste du fluide est développé par blocs de façon la plus régulière possible. Les différents blocs sont associés au travers d'interfaces liants, permettant de joindre cinématiquement des maillages disjoints.

Les nervures, enveloppes et lisses extrados sont fusionnés avec le fluide (donc la finesse de maillage est la même pour ces différents éléments). Pour cette partie du modèle, la finesse de maillage est assez grossière, mais régulière. Elle contient néanmoins près de 71000 éléments de volume pour le fluide et non loin de 80000 éléments de coques pour la structure.

La peau et les lisses intrados sont maillés beaucoup plus finement pour traiter le problème de la rupture. Cette seule partie du modèle contient 20500 éléments de coques, à trois points d'intégration dans l'épaisseur (cf figure 2). A la différence du reste de la structure, ils sont dissociés du fluide, un interface de contact étant introduit pour gérer l'interaction fluide/structure. Le recours à ces interfaces de contact permet de gérer l'écoulement du fluide le long de la peau intrados, et de modifier la finesse de maillage sans avoir à redévelopper le reste du modèle. De tels interfaces de contacts auraient pu être généralisés, mais ils auraient fortement pénalisé les temps de calcul, ce pourquoi la fusion des maillages a été utilisée dans les zones éloignées de la zone de rupture.

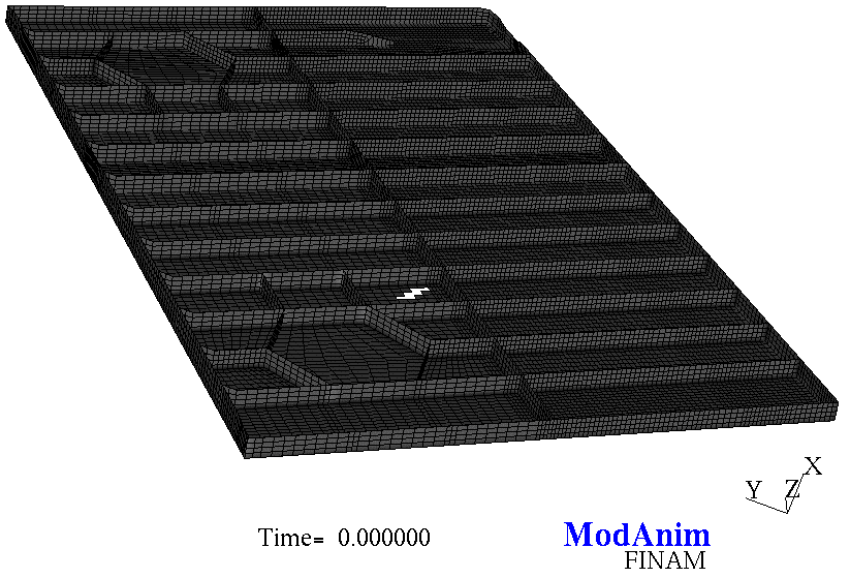


Figure n° 2 – Maillage de la peau et des lisses intrados, avec perforation initiale

Le « cartouche » contenant le projectile est ensuite assemblé dans le modèle de réservoir, les frontières des deux sous-domaines étant jointes au travers d'un interface liant. Au total, le modèle contient 200000 nœuds, 130000 éléments de volume et 102000 de coques (cf figures 3 et 4). Nous dénommerons « Tronçon 2 », le quart du modèle dans lequel la perforation est située. Nous dénommerons « Tronçon 3 » le quart du modèle dans lequel le panneau arraché se situe. La trajectoire du projectile est orientée à 45°, du Tronçon 2 vers le Tronçon 3.

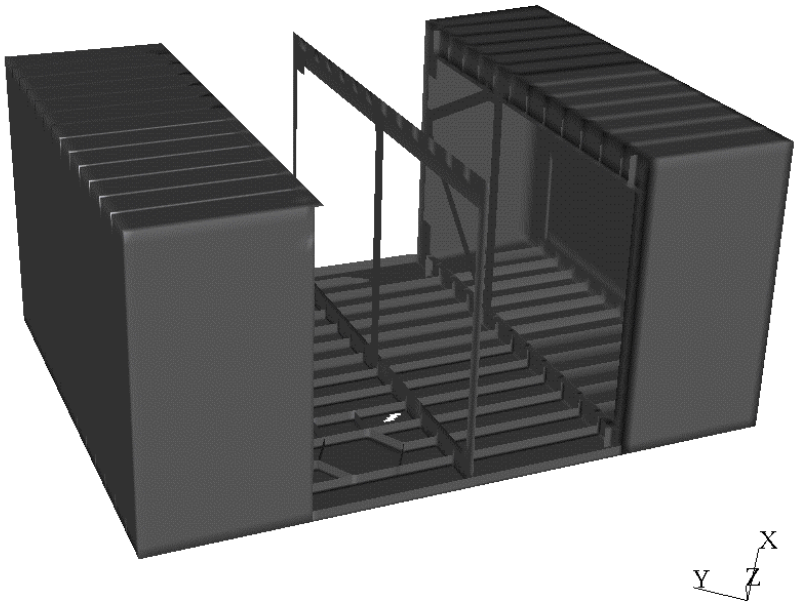


Figure n°3 – Maillage des 4 tronçons environnant la zone du panneau arraché (de 1 à 4 de gauche à droite)

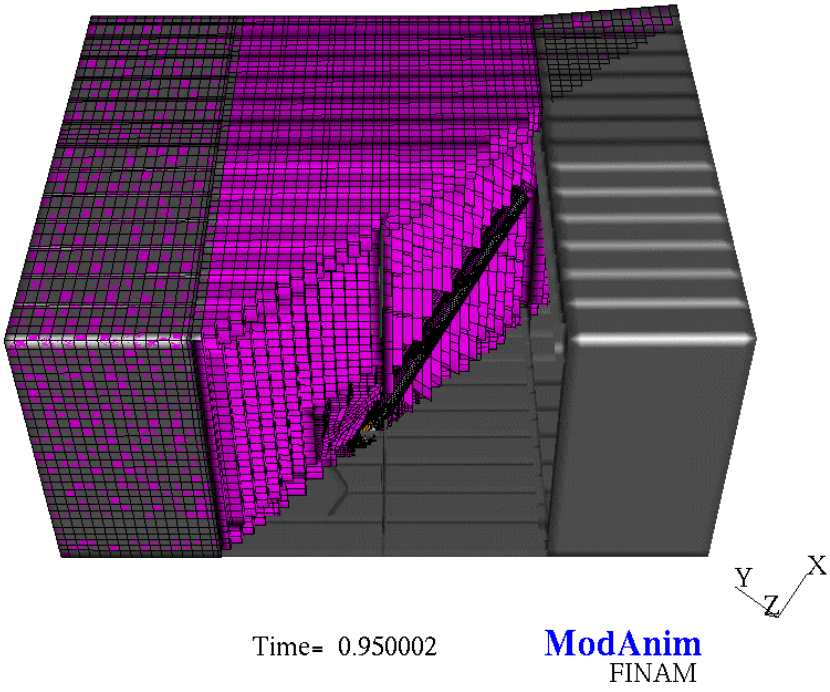


Figure n°4 – Ecorché du maillage de la structure et du fluide

Le fluide est modélisé par une loi de comportement de type hydrodynamique visqueux :

$$S_{ij} = 2\rho\nu\dot{e}_{ij}$$
$$P = C_0 + C_1\mu + C_2\mu^2 + C_3\mu^3 + (C_4 + C_5\mu)E$$
$$P \geq p_{\min}$$

où ν est la viscosité cinématique, ρ la densité, et P la pression. Les valeurs des paramètres de la loi de comportement et de l'équation d'état étant prises égales à :

$\rho = 1.e-3$
$\nu = 1.e-6$
$C_0 = 0.$
$C_1 = 2723.$
$C_2 = 7727.$
$C_3 = 14660.$
$C_4 = C_5 = 0.$
$p_{\min} = -0.1$

La pression est exprimée en Mpa, le temps en ms, la masse en g et la distance en mm.

La loi de comportement de l'aluminium est prise élastique pour l'ensemble des parties de la structure exceptées la peau et les lisses extrados. Ses caractéristiques élémentaires sont :

$\rho = 2{,}8.10^{-3}\, g/mm^3$
$E = 74000.MPa$
$\nu = 0.3$

La loi d'ouverture du cône au cours du temps est imposée. Elle décrit l'évolution du coefficient de traînée d'un projectile connu (barreau cylindrique de 10 mm de diamètre et 50 mm de longueur) et correspond à son retournement de 0° à 90°, en 0.4 ms. Entre 0 et 0.3 ms, l'ouverture du projectile est modérée, puis elle se précipite en 0.1 ms. A 0.4 ms, le coefficient de traînée est maximum. A ce moment, la vitesse d'ouverture du projectile s'annule puis devient négative : le coefficient de traînée diminue de nouveau progressivement (études empiriques américaines).

La masse du projectile est de 45 grammes.

L'évolution au cours du temps du diamètre du projectile et de son angle d'ouverture sont présentés sur les figures 5 et 6. Son diamètre maximal atteint 15 mm, et son angle d'ouverture maximal 30°.

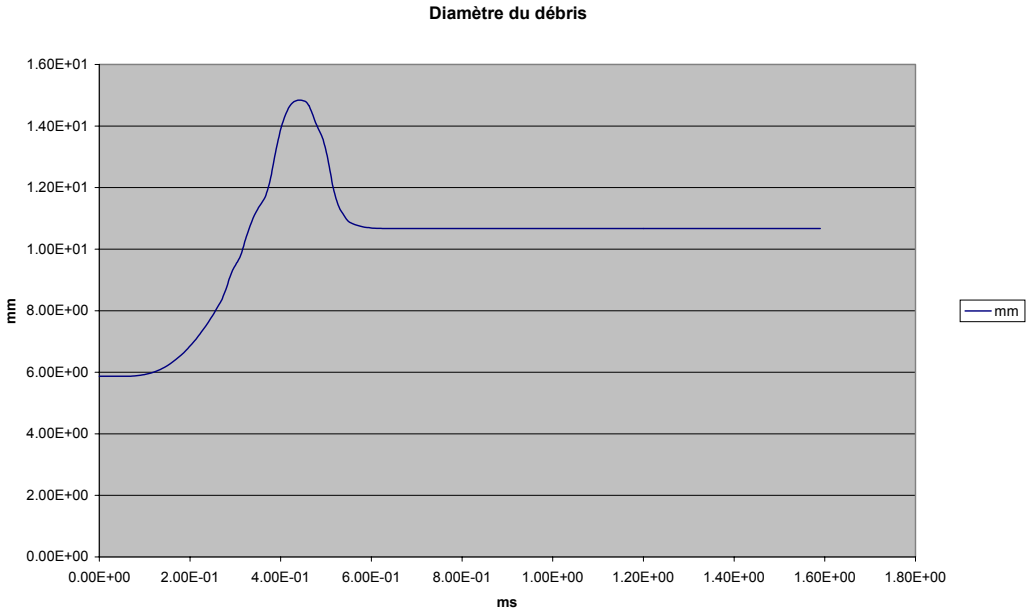


Figure n°5 – Evolution du diamètre du projectile conique en fonction du temps

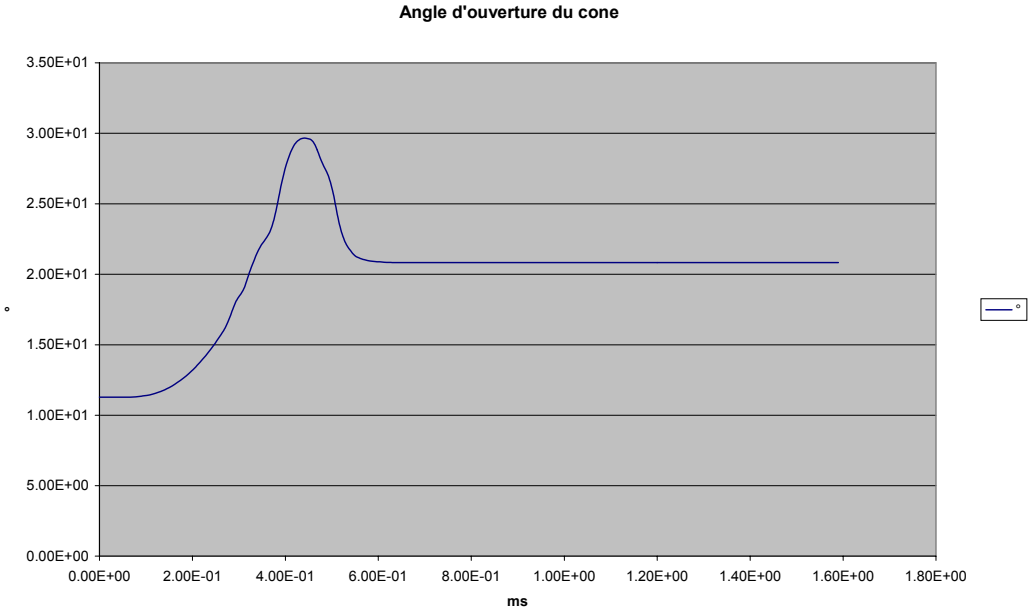


Figure n°6 – Angle d'ouverture du projectile au cours du temps

1.3. Calculs paramétriques

Les paramètres du modèles concernent la loi de vitesse du projectile, et la loi de comportement de l'aluminium, pour la description du comportement de la peau et des lisses intrados.

Une première loi de comportement élasto-plastique endommageable (loi 27) est tirée du modèle Airbus France :

$\rho = 2{,}8.10^{-3}$
$E = 74000.MPa$
$\nu = 0{,}3$
$\sigma_y = 296MPa$
$B = 350.MPa$
$n = 0.2$
$\sigma_{\max} = 430.$
$\varepsilon_{t1} = \varepsilon_{t2} = 0{,}05$
$\varepsilon_{m1} = \varepsilon_{m2} = 0{,}055$
$d_{\max 1} = d_{\max 2} = 0{,}95$
$\varepsilon_{f1} = 0.06$
$\varepsilon_{f2} = 0.065$

Dans le dernier calcul, de nouvelles valeurs, communiquées par Airbus France sont prises : σ_y=397 Mpa ; B =460. ; n=0.45.

Cette loi a l'avantage de proposer un critère de rupture en déformation maximale en traction. Cette caractéristique permet, lors du déroulement du calcul, de détecter automatiquement le développement de la rupture, et de la visualiser.

La loi de comportement tabulée (loi 36), également tirée du modèle Airbus France, permet de décrire le comportement non linéaire du matériau selon une courbe décrite préalablement. Une déformation maximale en traction définit le seuil de rupture à partir desquels la contrainte est progressivement ramenée à zéro. A partir de la version 4 du logiciel, les éléments sont détruits une fois la contrainte ramenée à zéro, ce qui permet donc de détecter automatiquement la rupture et de la visualiser. Les paramètres de cette loi sont pris égaux à :

$\rho = 2{,}8.10^{-3}$

$E = 74000.MPa$

$\nu = 0{,}3$

$\varepsilon_{p\max} = 0{,}015$

$\varepsilon_{f1} = 0.016$

$\varepsilon_{f2} = 0.02$

La courbe de comportement non linéaire est donnée en annexe.

La principale remarque concerne les paramètres à rupture des deux lois 27 et 36 données par Airbus France, pour lesquels la valeur à rupture passe de 0.06 à 0.016. Cette modification provient d'une calibration : pour les modèles E.F., les critères en question ne sont pas intrinsèques, la rupture numérique étant un mécanisme dépendant de la finesse du maillage. Il est donc incontournable de devoir « calibrer » ce paramètre. La procédure habituelle, connaissant la finesse de maillage du modèle cible, consiste à calibrer les paramètres de la loi matériau à partir des résultats d'un modèle de référence beaucoup plus fin. L'ONERA ne peut, dans le cadre de cette étude, se prononcer quant à l'exactitude de la valeur de ce paramètre. Airbus France a confirmé que les valeurs à rupture prise pour la loi 36 correspondait à une telle calibration, dans les zones de congés de raccordement. La finesse de maillage des modèles ONERA et Airbus France étant similaire, les valeurs des paramètres du modèle Airbus sont donc repris par l'ONERA.

Autre paramètre, une vitesse initiale est impulsée au projectile, qui est dans ce cas ralenti le long de sa course. Il est également possible d'imposer que cette vitesse reste constante. Dans les deux cas, l'énergie du calcul n'est jamais constante (apport continu d'énergie dans le modèle pour ouvrir le projectile).

Les valeurs de vitesse retenues sont de 120 m/s et de 360 m/s.

2. RESULTATS

2.1. Projectile de vitesse initiale 120 m/s – Loi 36

Pour une vitesse initiale de 120 m/s, les niveaux de pression maximum observés lors du calcul sont de 7,89 Mpa dans le fluide (cf figure n°7). Le projectile franchit en une milliseconde une distance de 110 mm et atteint une vitesse résiduelle de 100 m/s. Le retournement du projectile est complètement effectué, alors qu'il est encore loin de la zone arrachée (au moins 150 mm, cf figure n°8).

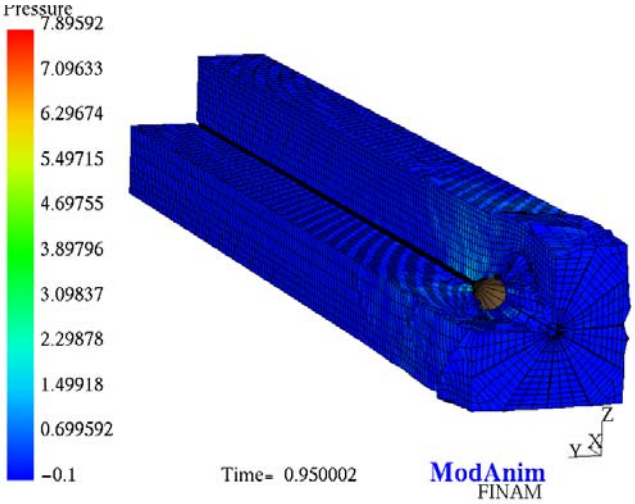


Figure n°7 – Visualisation des niveau de pression et de la progression du projectile (1 ms)

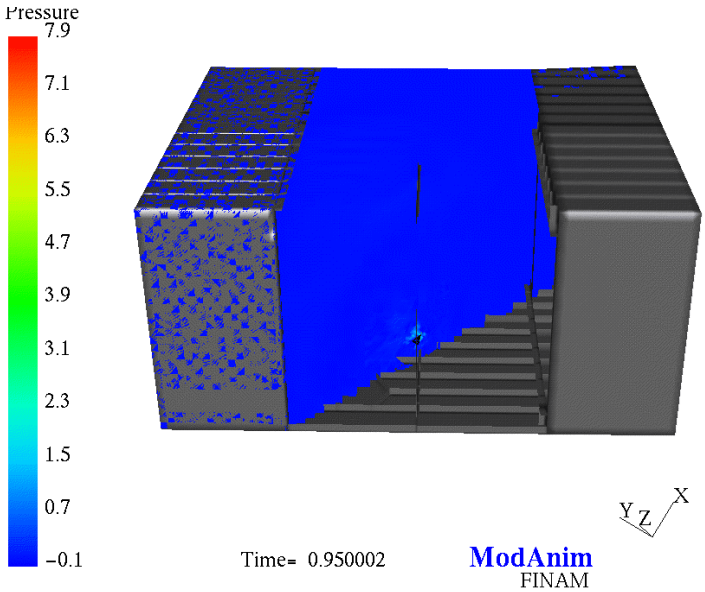


Figure n°8 – position du projectile après 1 ms (zone de pression maximale)

Les niveaux de pression maximales dans le fluide à proximité de la peau intrados, au terme du calcul, s'élèvent à 0.4 Mpa, soit 4 bars (cf figure n°9).

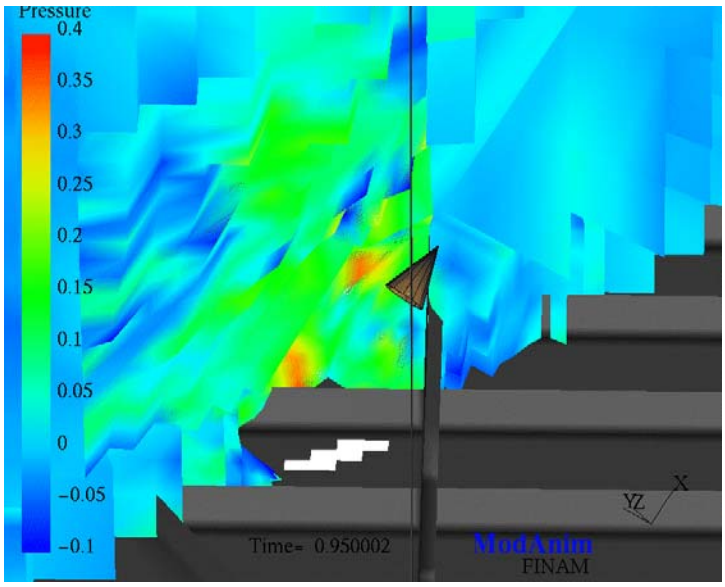


Figure n°9 – Visualisation des niveaux de pression dans le fluide, à proximité de la peau intrados

Les niveaux de contrainte et de déformations maximales dans la zone du panneau arraché sont situés comme indiqué sur la figure n°10 (éléments en blanc). Ils se situent dans des zones d'épaisseur 1.2 mm.

Le calcul est mené sur une durée d'une milliseconde. Il prend 11 heures de temps CPU sur SGI Octane R12000.

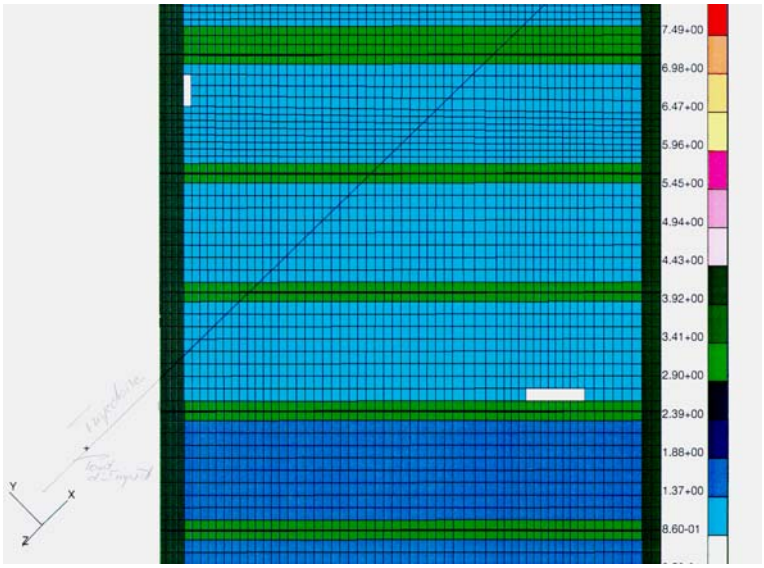


Figure n°10 – localisation des contraintes maximales dans la zone du panneau arraché

Les niveaux de contrainte et de déformation maximale pour ce calcul sont présentés sur les figures 11 à 14. Des maxima de 100 Mpa et de 1.25 E-03 def sont relevés dans la zone qui fut sujette à l'arrachement, ce qui est largement inférieur aux niveaux requis pour initier la rupture. La force de pression sur la peau intrados est relevée et présentée sur la figure n°15. Son maximum atteint 6000 N à l'instant du retournement du projectile, ce qui est somme toute une valeur raisonnable.

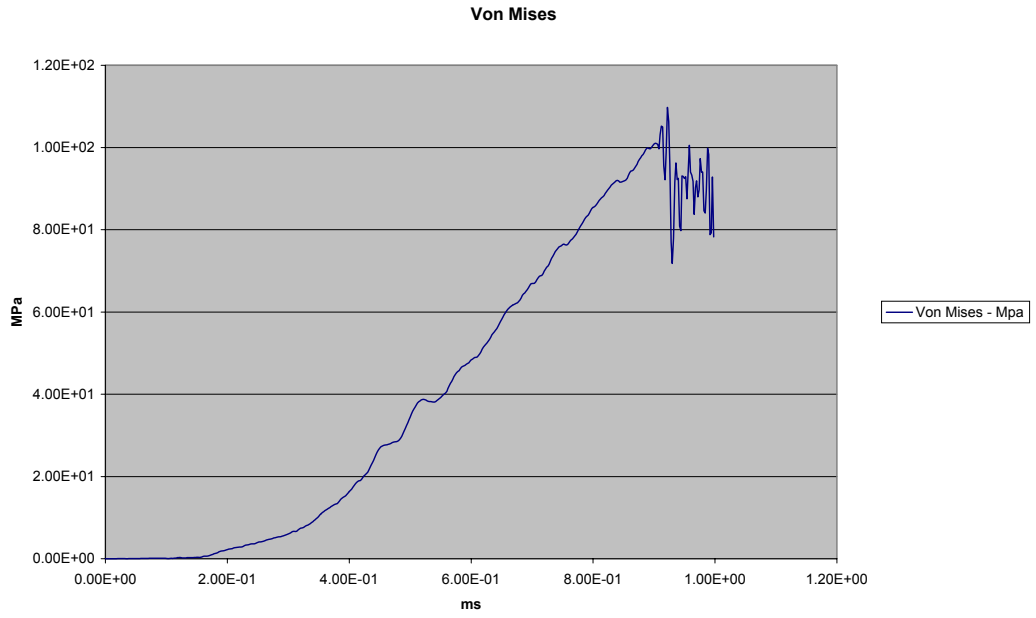


Figure n°11 – Niveau de contraintes de Von Mises maximales, dans la zone du panneau étudié

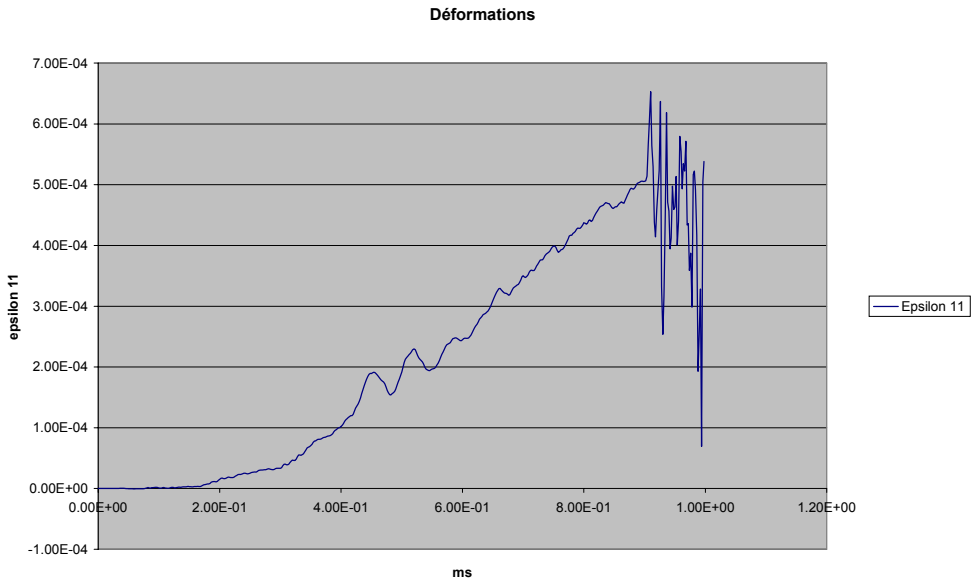


Figure n°12 – Niveau des déformations principales maximales epsilon 11, dans la zone du panneau étudié.

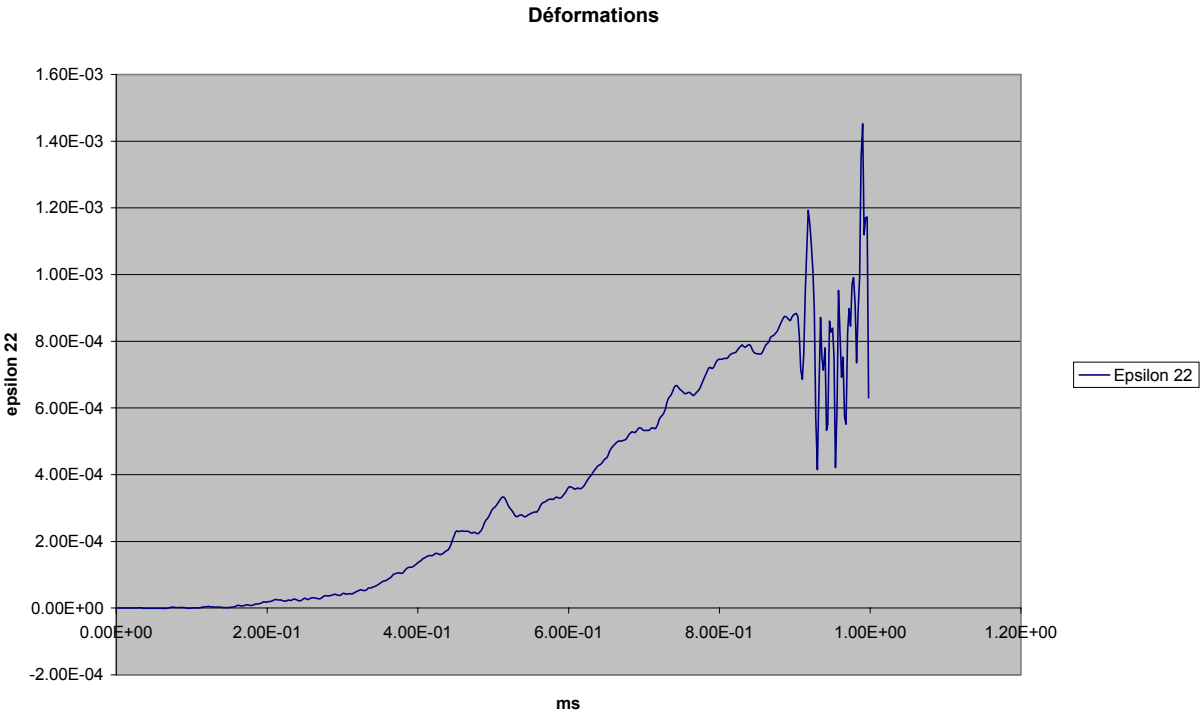


Figure n°13 – Niveau des déformations principales maximales epsilon 22, dans la zone du panneau étudié.

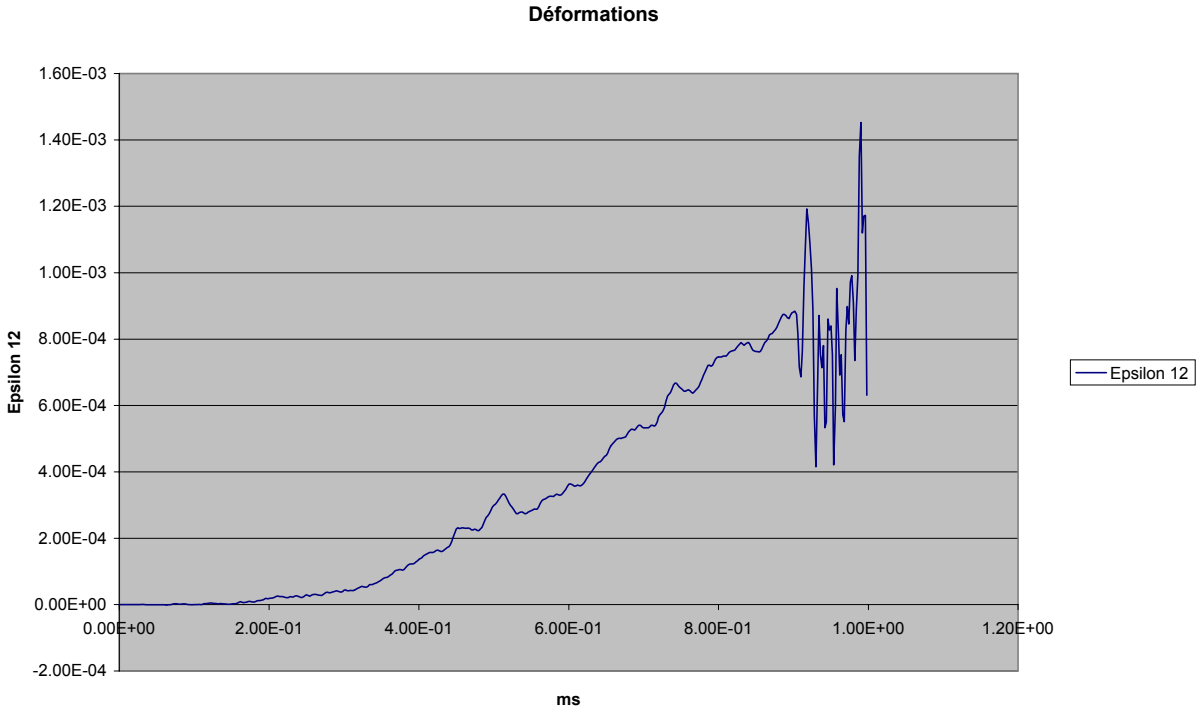


Figure n°14 – Niveau des déformations principales maximales epsilon 12, dans la zone du panneau étudié.

SMP

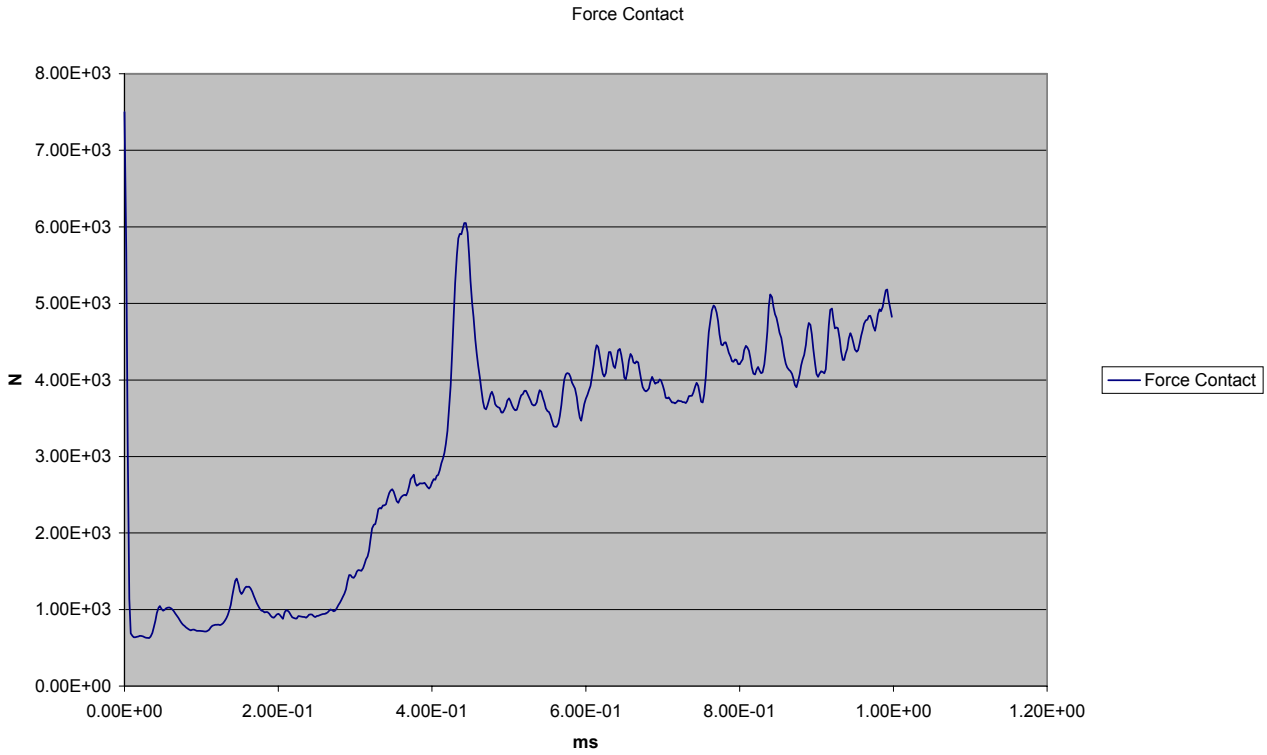


Figure n°15 – Niveau des forces de pression cumulées sur la peau intrados, dans la zone du panneau étudié.

Sur la figure n°16, on voit que la zone de contrainte maximale, pour ce cas de trajectoire, se situe plutôt à proximité du point d'impact, dans le tronçon n°2 et non le tronçon n°3.

Qualitativement, la simulation révèle bien l'apparition d'un coup de bélier (uniquement visible en simulation dynamique). Il est localisé au niveau du tronçon n°2. Les accélérations brutes, mesurées sur la peau intrados, font état de niveaux dépassant les 10 000 G (cf figure n°17). La flèche maximale dans cette zone, durant les premières millisecondes du calcul, atteint 1.5 mm (cf figure n°18). Une rupture se produit dans cette zone après 0.90 ms, au pied de la nervure séparant les tronçons 2 et 3 (cf figure n°19).

La rupture n'est pas localisée immédiatement dans la zone du coup de bélier. En fait l'onde de choc crée une surpression importante qui charge latéralement la nervure. La flexion obtenue mène à l'initiation d'une rupture en pied de nervure. La rupture s'initie des deux côtés de la nervure (un élément en flexion « positive » et son miroir en flexion « négative). Du point de vue de la rupture, c'est l'élément 5500229 qui rompt en premier (côté tronçon 3), avant l'élément 5600440 (côté tronçon 2). L'ordre de rupture est 5500229, 5600440, 5500200 et 5500233. Ce qui signifie que la rupture se propage du côté du tronçon trois.

SMP

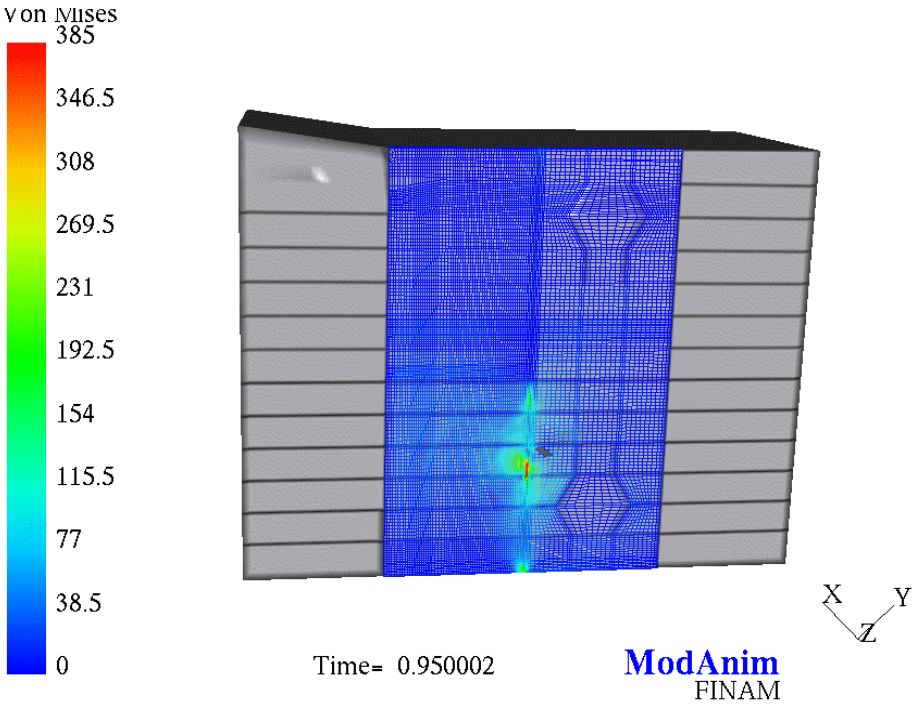


Figure n°16 – Localisation des zones de contraintes maximales sur la peau intrados

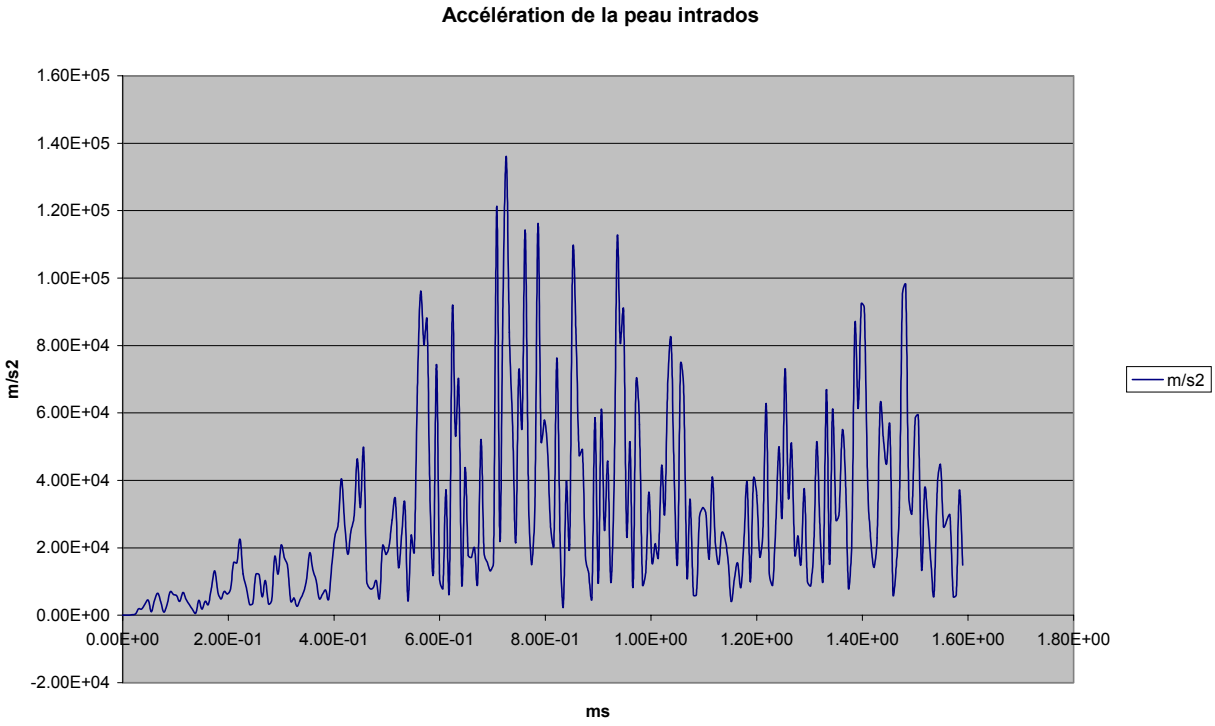


Figure n°17 – Accélérations mesurées sur la peau intrados, au lieu du coup de bélier

Figure n°18 – Déplacements mesurés sur la peau intrados, au lieu du coup de bélier

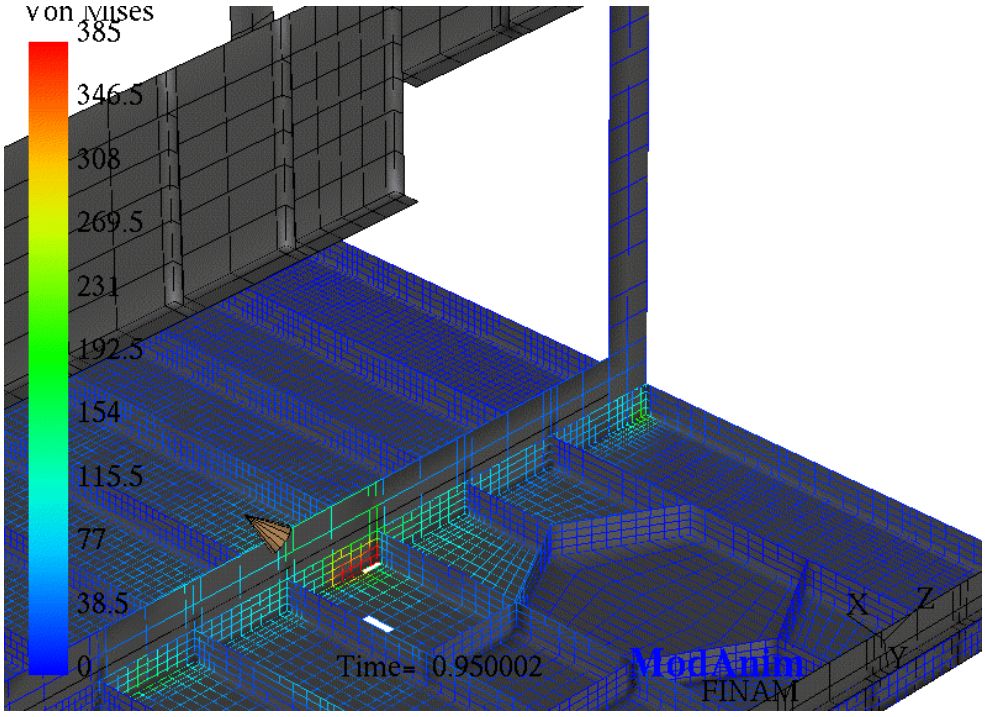


Figure n°19 – Localisation des zones de rupture sur la peau intrados

Les énergies d'hourglass et de contacts restent quasiment nulles lors du calcul, ce qui démontre que celui-ci se déroule normalement.

En conclusion, la simulation ne confirme pas l'hypothèse que la déchirure, en cas de coup de bélier hydrodynamique, aurait du partir de la perforation. Contre toute attente néanmoins, une déchirure s'initie le long de la nervure séparant les tronçons 2 et 3. Ce résultat révèle donc la possibilité (et une sévérité inattendue), à 120 m/s, d'obtenir un coup de bélier consécutif à la pénétration d'un projectile dans le réservoir. Rappelons que les hypothèses qui ont été prises correspondent à celles d'un confinement maximal du fluide dans le réservoir (pas d'air), ce qui constitue la configuration la plus critique vis-à-vis du coup de bélier hydrodynamique.

Dans un cas comme celui-ci, il est généralement admis qu'il faille procéder à une étude paramétrique poussée, afin d'évaluer la sensibilité du résultat aux différents paramètres du modèle (finesse de maillage, critère de rupture, etc).

En ce qui nous concerne, la première question qui se pose est de savoir si le projectile utilisé et sa cinématique peuvent être supposés suffisamment représentatifs. A titre d'exemple, imaginons que sa cinématique soit différente, et que le « coup de bélier » se produise plus tardivement alors que le projectile se trouve dans la partie que nous dénommons « tronçon 3 ». Le mode de chargement et donc de rupture pourraient alors être différents.

Pour lever ce doute, deux solutions peuvent être envisagées: la première consiste à prolonger la durée du calcul, en retardant le retournement du projectile ; la seconde consiste à augmenter la vitesse initiale. De cette façon, il sera peut-être possible de provoquer le coup de bélier lorsque la position du projectile est dans le tronçon 3.

2.2. Projectile de vitesse initiale 360 m/s – Loi 27

Pour des raisons de rapidité d'obtention des résultats, c'est la seconde solution qui est préférée dans un premier temps. Elle a également l'avantage d'évaluer les conséquences d'un choc a priori plus violent.

Le calcul est mené sur une durée d'une milliseconde. Il prend 11 heures de temps CPU sur SGI Octane R12000. La loi matériau utilisée est cette fois la loi 27 (avec un critère à rupture valant 0.06 et non plus 0.016).

Pour une vitesse initiale de 360 m/s, les niveaux de pression maximum observés lors du calcul sont de 30,8 Mpa dans le fluide.

Le projectile franchit en une milliseconde une distance de 300 mm et atteint une vitesse résiduelle de 260 m/s. Le retournement du projectile est complètement effectué à l'aplomb de la zone arrachée.

La répartition des contraintes maximales est présentée sur la figure n°20. Il est important de constater que la contrainte maximale de 430 Mpa est atteinte dans une région importante, et en particulier également dans la zone d'arrachement.

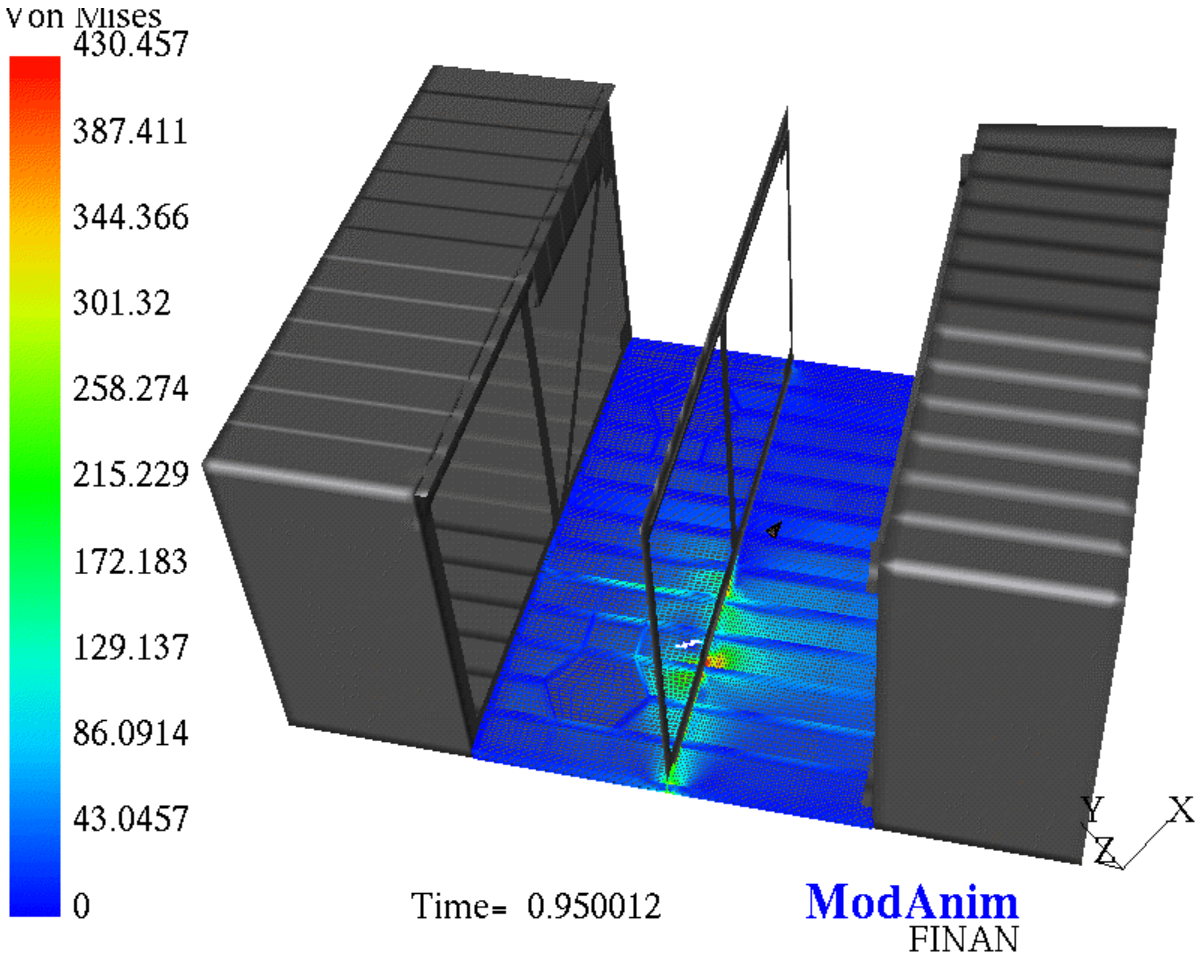


Figure n°20 – répartition des contraintes maximales pour l'impact à 360 m/s

Par contre aucun élément n'est rompu, la limite maximale en déformation dans cette zone n'étant pas atteinte (il serait sans doute plus pertinent de prendre pour critère de rupture la même valeur que pour la loi 36). La force de pression maximale exercée sur la peau intrados atteint cette fois un maximum de 12000 N, soit un équivalent de 1,2 T.

Dans la zone arrachée, et dans les éléments périphériques, la contrainte maximale de Von Mises est cette fois de 200 Mpa, ce qui est important. La déformation maximale est de 2.3 E-03, ou encore de 0,23 %.

Les énergies d'hourglass et de contacts restent quasiment nulles lors du calcul, ce qui démontre que celui-ci se déroule normalement.

En conclusion, cette simulation démontre bien que, même si les contraintes maximales restent localisées dans la même zone que précédemment, la zone du panneau arrachée commence à faire l'objet d'un chargement important. La cinématique du projectile s'avère bien être un paramètre influant.

2.3. Projectile de vitesse initiale 120 m/s – cinématique modifiée – Loi 36

Cette simulation a été effectuée en prolongeant le calcul à 120 m/s sur 3 millisecondes, et en retardant l'ouverture du projectile (ouverture qui s'étend de 0 à 1.2 ms au lieu de 0 à 0.4 ms, avec une précipitation de cette ouverture à partir de 0.9 ms). L'objectif est dans ce cas de chercher à provoquer le coup de bélier plus tardivement que dans le premier cas, et d'étudier si l'on délocalise le mécanisme de rupture.

A 0.9 ms, le projectile n'a pas encore franchit les 100 mm, et le « coup de bélier » se produit au passage de la nervure séparant les tronçons 2 et 3. La vitesse du projectile ne vaut plus que 60 m/s à 1.25 ms, puis elle décroît plus lentement.

Du point de vue de la rupture, c'est l'élément 5600440 qui rompt cette fois en premier, avant l'élément 5500229. La rupture se propage toutefois toujours dans les éléments 5500200 et 5500233.

L'énergie cinétique initiale du projectile est de 360 J.

Après l'ouverture du projectile, l'énergie totale est de 1750 J, ce qui signifie que 1390 J ont été injectés dans le modèle pour procéder à l'ouverture ***et de la fermeture*** du projectile (cette énergie, q correspondrait à celle du même projectile, propulsé à 265 m/s, ou celle d'un projectile de 250 g). Le critère important concernant l'énergie est la part transférée à la structure, via le fluide.

Après 1. ms, seuls 100 J ont été communiqués au fluide. A 1.5 ms, 120 J ont été transmis, et la croissance est linéaire.

Après s'être déformé de 0.1 10-3 m (2%) à une contrainte de 455. 10+6 Pa, l'élément fini 5500229 de 5 mm x 1.5 mm de section (soit 7.5 10-6 m^2), a absorbé moins de 0.5 J par déformation plastique. A 6 % de déformation, seuls 1,5 J auront été absorbés par cet élément. Pour absorber 150 J (énergie transmise au fluide après 2 ms), il faudra donc plastifier à 6% non loin de 100 éléments du même type, soit une zone équivalente à 10 éléments de côté, ou encore une zone de 5 cm x 5 cm. Pour absorber plastiquement les 360 J d'énergie cinétique initiale du projectile, il faudrait approximativement plastifier à 10% une zone de 7.5 cm x 7.5 cm.

Ce simple calcul montre que l'énergie transmise au fluide est suffisante pour provoquer la plastification locale bien au delà des 1.6 % du critère de rupture adopté par Airbus France comme valeur dans les congés de raccordement).

2.4. Projectile de vitesse initiale 120 m/s – Loi 27 sans critère de rupture

Dans le dernier calcul, de nouvelles valeurs, communiquées par Airbus France sont prises pour la loi 27 : σy=397 Mpa ; B =460. ; n=0.45 ; σ^{max} = 455 MPa. Aucun critère a rupture n'est imposé, et la durée du calcul est prolongée afin d'évaluer jusqu'à quelle valeur la déformation plastique se développe. Ce calcul est un calcul de vérification de l'hypothèse précédente, la cinématique du projectile étant la cinématique initiale.

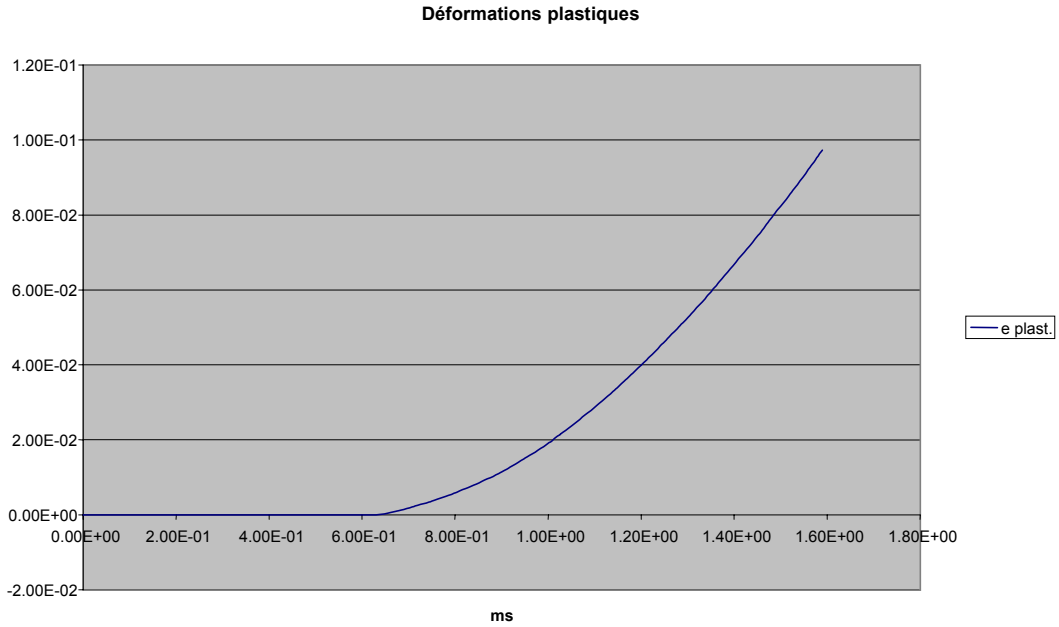


Figure n°21 – Déformations plastiques – Loi 27 sans critère à rupture

Les résultats présentés sur la figure 21 montrent que les déformations plastiques atteintes après 1.5 ms atteignent les 10 % dans l'élément 5600440. Nul doute que cette déformation continuera encore à augmenter si l'on prolonge le calcul.

3. CONCLUSIONS

Le nombre d'inconnues du problème traité rend difficile d'affirmer sans retenue si le coup de bélier hydrodynamique est le scénario réel ou non. Néanmoins, les résultats sur lesquels reposent les conclusions proviennent de calculs se déroulant proprement, sans accumulation d'erreur énergétique ni instabilités numériques, et les ordres de grandeurs obtenues sont clairement acceptables. La méthode utilisée constitue donc un outil d'analyse jugé fiable, la validité des hypothèses de base (description, unicité du projectile, positions des points d'impacts, énergie, etc) étant la principale source d'indécision face aux résultats obtenus. Par exemple, en l'absence de données expérimentales ou théoriques permettant de le quantifier, il est possible de supposer que la dynamique de retournement du projectile peut différer selon la vitesse initiale du projectile. Les valeurs du coefficient de traînée ne dépendent pas de cette vitesse en théorie, puisqu'ils ne dépendent que de la géométrie du projectile. Par contre, les valeurs utilisées ont été établies dans de l'eau, alors que le carburant réel est probablement plus visqueux. Le retournement étant un mécanisme instable, il n'est pas acquis, bien au contraire, que celui-ci prenne dix fois plus de temps pour se produire pour une vitesse d'impact dix fois moins importante. Un ralentissement d'un facteur de trois de cette dynamique de

retournement a néanmoins permis de démontrer que les conséquences du coup de bélier, bien que légèrement différentes, restaient également sévères.

La méthode utilisée permet de résoudre le problème de façon directe, avec des temps de calcul acceptables permettant de mener une étude paramétrique (possibilité de mener un calcul et son exploitation par jour). Pour cela, les finesses de maillage (en particulier du fluide) autour du projectile et dans les caissons sont nettement différentes (pour réduire le temps de développement du modèle et le nombre d'éléments). Cette différence de maillage ne peut être à l'origine de distorsions importantes, le modèle étant développé pour permettre à une onde radiale de se propager proprement de la zone maillée finement vers la zone maillée plus grossièrement. Les équations d'état des deux domaines étant identiques, le seul risque est d'avoir une rupture d'impédance « géométrique », qui confinerait les pressions autour du projectile. Le calcul est donc a priori conservatif.

La simulation de l'impact à 120 m/s ne confirme pas l'hypothèse que la rupture, en cas de coup de bélier, aurait du partir de la perforation. Néanmoins, une déchirure s'initie le long de la nervure séparant les tronçons 2 et 3. Ce résultat révèle donc la possibilité, à 120 m/s, suite à l'apparition d'un coup de bélier consécutif à la pénétration d'un projectile dans le réservoir, d'amorcer une rupture le long des zones renforcées de la structure. Par ailleurs, une autre simulation, pour laquelle la cinématique est fortement modifiée afin d'initier le choc lorsque le projectile s'est déplacé plus avant dans le tronçon sujet à rupture, démontre bien que la zone de chargement maximal de la peau intrados peut être déplacée du tronçon 2 au tronçon 3 en jouant sur cette inconnue du problème.

Les nombreux calculs paramétriques, menés pour des lois de comportement différentes, mettent en évidence que – même si la valeur du critère à rupture à une forte influence sur l'initiation de la rupture – l'énergie mise en jeu dans ce scénario est suffisante pour mener à des déformations plastiques locales dépassant les 10% dans les zones « de rupture ».

S'il fallait donner une conclusion simple et directe à cette étude, c'est donc que le scénario du coup de bélier hydrodynamique ne peut pas être écarté, d'autant que rien ne prouve que d'autres perforations n'aient pu avoir lieu à proximité immédiate, et dans le tronçon n°3 cette fois, du panneau arraché. A moins que des travaux supplémentaires ne viennent remettre en question et modifier de façon conséquente certaines hypothèses de base, les simulations semblent bien démontrer, contre toute attente, qu'un coup de bélier hydrodynamique puisse produire à des vitesses aussi basses un chargement suffisant et être à l'origine de l'initiation de ruptures dans les zones de renforcement (congés, etc) de la peau intrados.

Pour conforter cette conclusion, la première des choses à faire consisterait à approfondir les caractéristiques du projectile équivalent qui, dans le contexte de l'étude, reste l'inconnue principale. Une étude paramétrique de l'influence des caractéristiques de ce projectile sur le niveau de sévérité du chargement semble être incontournable.

Une autre question que lève l'étude concerne la valeur du critère de rupture en déformation. Une investigation plus poussée sur l'AU2GN et les caractéristiques à utiliser serait donc une autre des actions à entreprendre, ne serait-ce que pour confirmer la remarque précédente.

La dernière des priorités serait de reprendre la modélisation en évitant certains des problèmes rencontrés. Il est en effet possible d'améliorer encore la cohérence et donc la confiance dans les résultats de calcul. Certaines simplifications géométriques (et certains choix de raffinement de maillage) ont été faites, par exemple, dont il serait intéressant de vérifier la faible influence.

REMERCIEMENTS

La méthode de modélisation E.F. utilisée pour cette étude a été développée sur contrat du SPAé/ST/STA, dans le cadre d'une étude pluri-annuelle menée en collaboration avec Airbus France et la DCE/CEG.

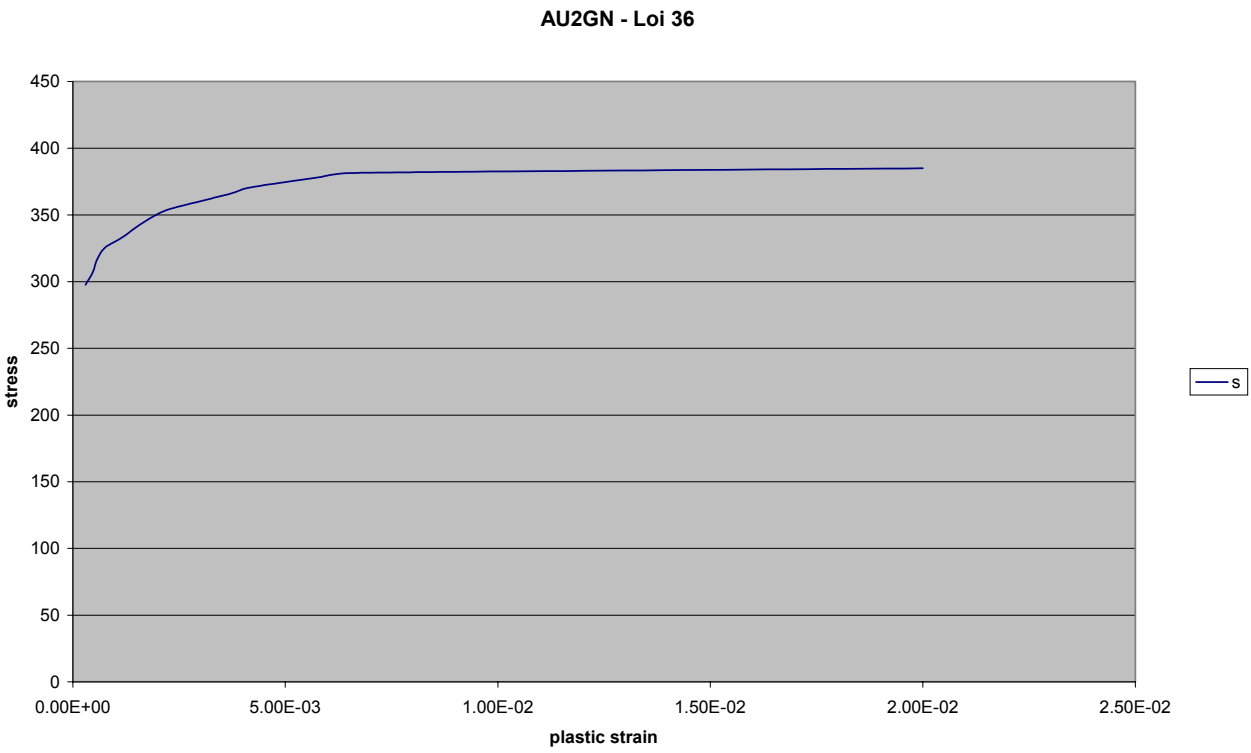
REFERENCES

[1] « Accident survenu le 25 juillet 2000 au lieu-dit de la Patte d'Oie de Gonesse (95) au Concorde immatriculé F-BTSC exploité par Air France »
Rapport préliminaire f-sc000725p – BEA – Août 2000

[2] « Accident survenu le 25 juillet 2000 au lieu-dit de la Patte d'Oie de Gonesse (95) au Concorde immatriculé F-BTSC exploité par Air France »
Rapport d'étape f-sc000725e – BEA – Décembre 2000

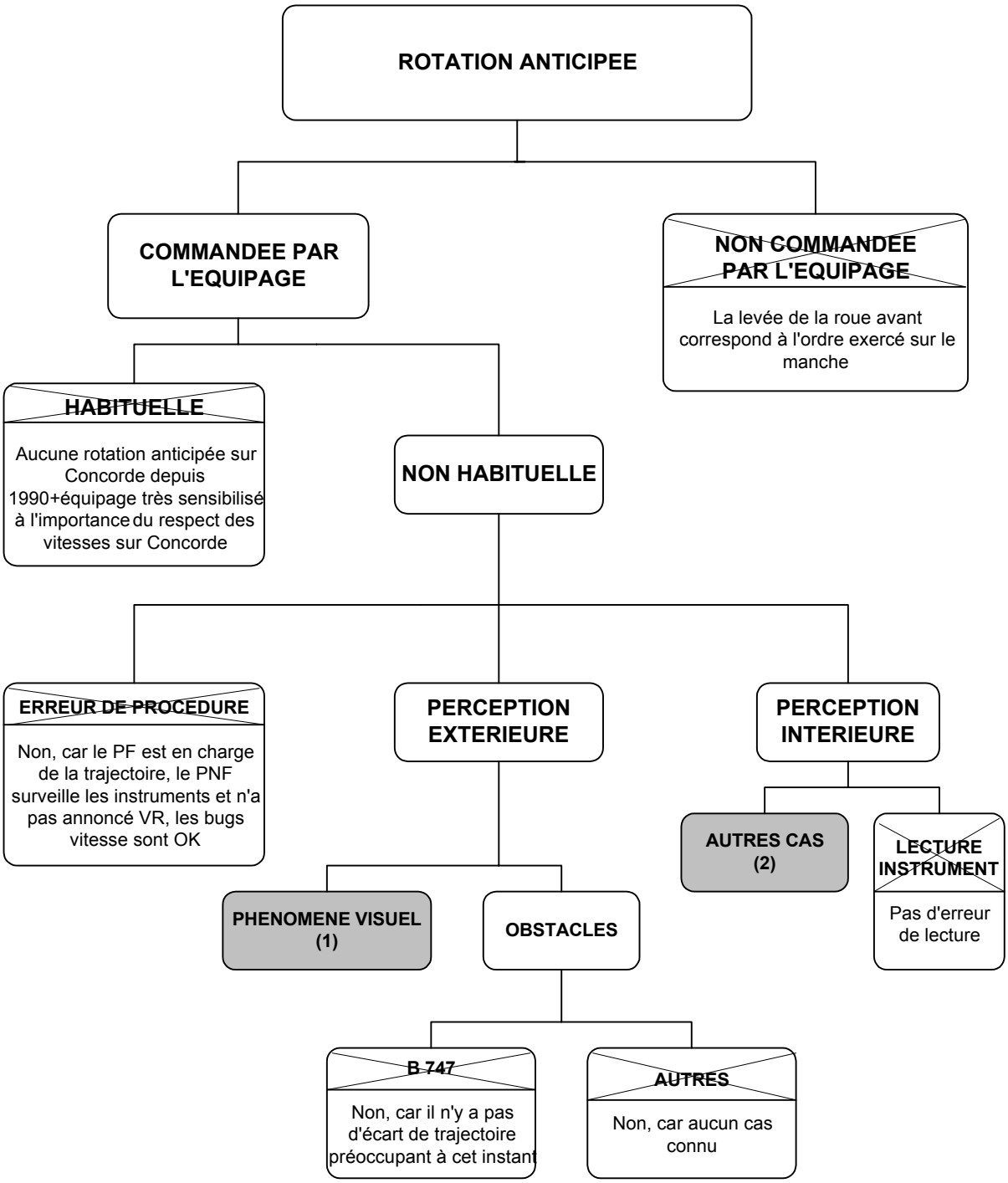
[3] « Simulation numérique du coup de bélier hydrodynamique – Détermination des conditions critiques d'essais. »
Deletombe E., Malherbe B.
Rapport ONERA DMSE/RCS 97/77 – Décembre 1997

ANNEXE

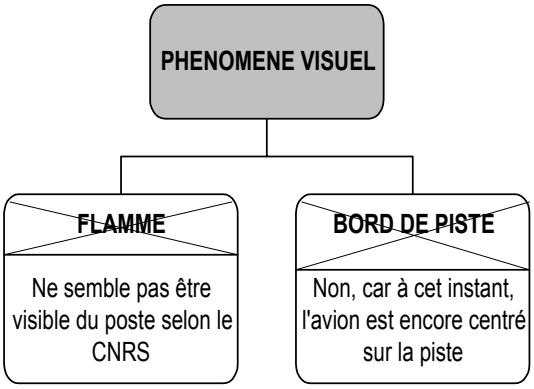

AU2GN - Loi 36
stress
plastic strain
0
50
100
150
200
250
300
350
400
450
0.00E+00
5.00E-03
1.00E-02
1.50E-02
2.00E-02
2.50E-02
s

ANNEXE 10

ARBRES DE CAUSES DU DECLENCHEMENT DE LA ROTATION ANTICIPEE



(1)



(2) AUTRES CAS

- RECUL SIEGE CDB

Il n'y a aucun bruit au CVR et l'examen montre que le siège est resté en position avant, pratiquement au maximum (on a par ailleurs position siège OPL en position maximum arrière et position siège OMN en avant).

- CHUTE INDICATIONS MOTEURS

Non, car rotation avant pompage enregistré au FDR.

- ODEUR

Possible mais pas d'enregistrement.

- SON

Possible car enregistrement d'un bruit de fond tout à fait inhabituel.

- VIBRATIONS

Possible car légère variation de l'accélération verticale.

- ACCELERATION LATERALE SUBIE EN POSTE

Les simulations montrent que 2 voire 3 dixièmes avant que ne soient enregistrées les variations de l'accélération latérale (ny) au centre de gravité, l'accélération latérale en poste varie selon une pente très forte (beaucoup plus que celle de l'accélération latérale enregistrée au centre de gravité). Cette variation en poste a lieu quasiment simultanément avec la perte immédiate de poussée, c'est-à-dire vers le cycle 602,7.

ANNEXE 11 PREVENTION DES RISQUES LIES AUX DEBRIS :

EXEMPLES ETRANGERS

1 - Canada

1.1 Historique

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

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

1.2 Réglementation

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

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

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

1.3 Documentation technique

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

1.4 Surveillance

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

1.5 Formation

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

1.6 Exemple : aéroport International de Vancouver

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

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

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

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

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

2 - Etats-Unis

2.1 Cadre général

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

2.2 Réglementation

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

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

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

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

2.3 Circulaire

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

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

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

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

2.4 Formation

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

2.5 Exemple : aéroport International d'Atlanta Hartsfield

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

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

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

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

Une commission « risques liés aux débris » spécifique est prévue pour avril 2001 afin d'anticiper les risques liés aux travaux d'extension de l'aérodrome.

2.6 Exemple : aéroport de Washington National

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

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

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

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

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

3 - Pays-Bas

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

Exemple : aéroport d'Amsterdam Schiphol

- En 1995, un groupe de pilotage sécurité a été mis en place à Schiphol et un Système de Gestion de Sécurité de l'Aérodrome (ASMS) a été créé. L'autorité de l'aviation civile néerlandaise a approuvé ce système en 1998. L'existence d'un tel système n'est pas encore une exigence.
- En 1997, le Système Intégral de Gestion de Sécurité (ISMS) a été mis en place. L'ISMS regroupe l'autorité aéroportuaire, celle de la circulation aérienne, différentes compagnies aériennes et des entreprises travaillant sur l'aérodrome. La coopération entre tous les intervenants sur l'aire de mouvement est assurée à travers la participation aux groupes de travail.
- Les règles de sécurité sont décrites dans le manuel de l'aéroport (Airside Regulation and Rules) et des agents de l'aéroport (airport officers) sont chargés de veiller à leur application.
- Une inspection de piste est effectuée trois fois par jour. Des inspections additionnelles sont faites si la piste reste inactive plus de vingt minutes.
- Toute l'aire de mouvement est balayée régulièrement et des réceptacles pour les débris sont disposés à différents endroits de l'aire de trafic.

- Les découvertes de débris sont enregistrées dans la base de données sur les incidents et accidents sur l'aire de mouvement. Le type des débris, le moment et le lieu de la découverte y sont précisés.

- Une campagne de sensibilisation ciblée sur la prévention des risques liés aux débris est conduite chaque année. Des récompenses sont attribuées aux entreprises et aux personnes qui contribuent à la prévention.

- Le niveau de prise de conscience des personnes travaillant sur l'aire de mouvement est mesuré à travers des enquêtes et leur formation comprend un volet sur les risques liés aux débris.

4 - Royaume-Uni

- Contexte national

La CAA requiert, au travers du processus de certification des aérodromes, que ceux-ci fournissent les détails de leur politique d'inspection des aires de manœuvres, y compris pour les inspections additionnelles à la suite de tout incident susceptible de conduire à la présence de débris dans une zone critique. La CAA ne définit pas la fréquence des inspections ni leur objectif.

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

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

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

- Autres règlements et publications

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

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

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

ANNEXE 12

Trajectoire de l'avion et répartition des éléments retrouvés sur la piste