

**REPUBLIQUE ALGERIENNE  
DEMOCRATIQUE ET POPULAIRE**

**MINISTERE DES TRANSPORTS**

**COMMISSION NATIONALE D'ENQUETE**

**RAPPORT**  
sur l'accident  
survenu le 6 mars 2003  
à Tamanrasset  
au Boeing 737-200  
immatriculé 7T-VEZ  
exploité par Air Algérie

**7t-z030306**

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

Le présent rapport présente les conclusions de la Commission nationale d'enquête sur les circonstances et les causes de l'accident du 6 mars 2003 à Tamanrasset.

L'enquête a été conduite conformément

- à la loi n° 98-06 du 03 Rabie el-Aouel 1419 correspondant au 27 juin 1998, fixant les règles générales relatives à l'Aviation Civile, notamment son article 24 ;
- au décret n° 63-84 du 5 mars 1963, portant adhésion de la République Algérienne Démocratique et Populaire à la Convention relative à l'aviation civile internationale ;
- au décret n° 89-165 du 29 août 1989 relatif aux attributions du Ministère des Transports

et aux dispositions de l'Annexe 13 à la Convention relative à l'aviation civile internationale, dans le but de tirer de cet accident tous enseignements susceptibles de prévenir de futurs accidents.

*L'enquête sur un accident ou un incident a pour seul objectif la prévention de futurs accidents ou incidents. Cette activité ne vise nullement à la détermination des fautes ou des responsabilités (OACI - Annexe 13 - § 3.1).*

# *Table des matières*

<b>AVERTISSEMENT .....</b>	<b>2</b>
<b>GLOSSAIRE .....</b>	<b>6</b>
<b>SYNOPSIS .....</b>	<b>8</b>
<b>ORGANISATION DE L'ENQUETE .....</b>	<b>9</b>
<b>1 - RENSEIGNEMENTS DE BASE.....</b>	<b>11</b>
<b>1.1 Déroulement du vol.....</b>	<b>11</b>
<b>1.2 Tués et blessés.....</b>	<b>12</b>
<b>1.3 Dommages à l'aéronef .....</b>	<b>12</b>
<b>1.4 Autres dommages .....</b>	<b>12</b>
<b>1.5 Renseignements sur le personnel .....</b>	<b>12</b>
1.5.1 Equipage de conduite .....	12
1.5.1.1 Commandant de bord .....	12
1.5.1.2 Copilote .....	13
1.5.2 Equipage de cabine .....	14
1.5.2.1 Chef de cabine.....	14
1.5.2.2 Hôteses .....	14
<b>1.6 Renseignements sur l'aéronef .....</b>	<b>14</b>
1.6.1 Cellule.....	14
1.6.1.1 Informations .....	14
1.6.1.2 Maintenance .....	15
1.6.2 Moteurs.....	15
1.6.3 Carburant.....	16
1.6.4 Masse et centrage .....	16
1.6.4.1 Masse.....	16
1.6.4.2 Centrage .....	16
<b>1.7 Renseignements météorologiques .....</b>	<b>16</b>
<b>1.8 Aides à la navigation.....</b>	<b>17</b>
<b>1.9 Télécommunications.....</b>	<b>17</b>
<b>1.10 Renseignements sur l'aérodrome.....</b>	<b>17</b>

<b>1.11 Enregistreurs de bord.....</b>	<b>19</b>
1.11.1 Types et opérations de lecture.....	19
1.11.2 Exploitation de l'enregistreur phonique .....	19
1.11.3 Exploitation de l'enregistreur de paramètres.....	19
1.11.4 Synthèse.....	20
<b>1.12 Renseignements sur l'impact et sur l'épave .....</b>	<b>21</b>
1.12.1 Examen du site .....	21
1.12.2 Examen visuel de l'épave .....	22
1.12.3 Constatations dans le poste de pilotage .....	22
1.12.3.1 Instruments côté commandant de bord.....	23
1.12.3.2 Instruments côté copilote .....	23
1.12.3.3 Instruments panneau central .....	23
1.12.3.4 Panneau hydraulique .....	23
<b>1.13 Renseignements médicaux et pathologiques.....</b>	<b>24</b>
<b>1.14 Incendie.....</b>	<b>24</b>
<b>1.15 Questions relatives à la survie des occupants.....</b>	<b>24</b>
<b>1.16 Essais et recherches.....</b>	<b>25</b>
1.16.1 Synthèse des témoignages.....	25
1.16.2 Examen préliminaire des moteurs.....	26
1.16.3 Examens complémentaires des moteurs .....	26
1.16.3.1 Moteur gauche.....	27
1.16.3.2 Moteur droit.....	28
1.16.3.3 Analyses métallurgiques .....	29
1.16.3.4 Débris récupérés dans le carter BP du moteur gauche et sur la piste .....	30
1.16.3.5 Synthèse des résultats .....	30
1.16.4 Examen des équipements, instruments de bord et voyants d'alarme....	30
1.16.4.1 Génération électrique .....	30
1.16.4.2 Voyants d'alarme.....	31
1.16.4.3 Instruments et équipement de bord.....	31
1.16.5 Performances de l'avion au décollage .....	32
1.16.5.1 Calculs de performance .....	32
1.16.5.2 Séance de simulateur de vol.....	33
<b>1.17 Renseignements sur les organismes et la gestion .....</b>	<b>34</b>
1.17.1 Formation des équipages sur Boeing 737-200 à Air Algérie.....	34
1.17.1.1 Stage de qualification de type .....	34
1.17.1.2 Maintien et contrôle des compétences.....	35
1.17.1.3 Cas de l'équipage.....	35
1.17.2 Système de retour d'expérience .....	36
<b>2 - ANALYSE.....</b>	<b>37</b>
<b>2.1 Scénario de l'accident.....</b>	<b>37</b>
2.1.1 Préparation du vol et roulage.....	37
2.1.2 Défaillance du moteur gauche lors du décollage .....	37

2.1.3 Gestion de la panne lors de la montée initiale .....	38
2.1.3.1 Coordination de l'équipage .....	38
2.1.3.2 Maintien du taux de montée.....	39
2.1.4 Perte de contrôle de l'avion .....	39
<b>2.2 Répartition des tâches au sein de l'équipage.....</b>	<b>40</b>
<b>2.3 Analyse des vols et retour d'expérience.....</b>	<b>40</b>
<b>3 - CONCLUSIONS.....</b>	<b>41</b>
<b>3.1 Faits établis par l'enquête .....</b>	<b>41</b>
<b>3.2 Causes probables de l'accident.....</b>	<b>42</b>
<b>4 - RECOMMANDATIONS DE SECURITE.....</b>	<b>43</b>
<b>LISTE DES ANNEXES .....</b>	<b>44</b>

# Glossaire

ADF	Radiogoniomètre automatique - Automatic Direction Finder
ADI	Indicateur directeur d'attitude - Attitude Director Indicator
AJ	Section de tuyère primaire - Adjustable Jet
APU	Groupe Auxiliaire de Puissance (GAP)
ASDA	Accelerated Stop Distance Available
BEA	Bureau d'enquêtes et d'analyses pour la sécurité de l'aviation civile
BP	Basse Pression
CAS	Computed Air speed
CG	Centre de gravité
CMB	Montée
CN	Consigne de Navigabilité
CEMPN	Centre d'Expertise Médicale des Personnels Navigants
CRM	Gestion des ressources de l'équipage
CRZ	Croisière
CSD	Constant Speed Drive
CSS	Certificat de sécurité et sauvetage
Cu	Cumulus
CVR	Enregistreur phonique - Cockpit Voice Recorder
DACM	Direction de l'Aviation Civile et de la Météorologie
EGT	Température sortie turbine - Exhaust Gas Temperature
EPR	Rapport de pression moteur - Engine Pressure Ratio
FAA	Federal Aviation Administration
FCU	Fuel Control Unit
FDR	Enregistreur de paramètres - Flight Data Recorder
FF	Fuel Flow
FFS	Full Flight Simulator
FQIP	Fuel Quantity Indicator Panel
ft	Pieds
GPWS	Avertisseur de proximité du sol
HP	Haute Pression
hPa	Hectopascal
HSI	Indicateur de situation horizontale
HSI	Inspection de la partie chaude d'un moteur
IFR	Règles de vol aux instruments
ITN	Instruction Technique de Navigabilité
kt	Nœuds
kW	Kilowatts
LDA	Landing Distance Available
METAR	Message régulier d'observation météorologique pour l'aéronautique.
MHz	Megahertz

MWS	Master Warning System
N1	Vitesse de rotation de l'ensemble Basse Pression
N2	Vitesse de rotation de l'ensemble Haute Pression
NGV	Distributeur turbine - Nozzle Guide Vanes
NM	Mille marin
NOTAM	Avis aux navigateurs aériens
NTSB	National Transportation Safety Board
OACI	Organisation de l'Aviation Civile Internationale
OPL	Officier Pilote de Ligne
P7	Pression de sortie tuyère
PF	Pilote en Fonction
PFCU	Power Flight Control Unit - Servocommande de puissance
P/N	Référence de pièce - Part Number
PNC	Personnel Navigant de Cabine (équipage de cabine)
PNF	Pilote Non en Fonction
PNT	Personnel Navigant Technique (équipage de conduite)
PSI	Pound per Square Inch
QFE	Pression atmosphérique à l'altitude de l'aérodrome
QNH	Calage altimétrique requis pour lire au sol l'altitude de l'aérodrome
RMI	Indicateur radio magnétique
RVSM	Reduced Vertical Separation Minimum
SAT	Static Air Temperature
SC	Strato-cumulus
SIGMET	Signifiant Meteorological Message
SSLIA	Services de sécurité sauvetage et de lutte contre les incendies d'aéronefs
TCA	Turbine Cooling Air
TCU	Throttle Control Unit
TCAS	Système embarqué d'évitement des collisions
	Traffic Collision Avoidance System
TNAO	Technicien Navigation Aérienne / Opérations
TODA	Take Off Runway Distance Available
TORA	Take Off Runway Available
TOW	Masse de l'avion au décollage
VMCA	Vitesse Minimale de Contrôle Air
VMCG	Vitesse Minimale de Contrôle sol
VOR	Radiophare omnidirectionnel VHF - VHF Omni directional Range
VR	Vitesse de Rotation
VZ	Vitesse verticale
VZRC	Vitesse à taux de montée nul

# SYNOPSIS

## Date de l'accident

Jeudi 6 mars 2003 à 14 h 15 min <sup>(1)</sup>

## Aéronef

Boeing 737-200  
Immatriculé 7T-VEZ

## Lieu de l'accident

Aérodrome de Tamanrasset Aguenar

## Propriétaire

Air Algérie

## Nature du vol

Transport public de passagers  
Vol intérieur régulier DAH 6289  
Tamanrasset - Ghardaïa - Alger

## Exploitant

Air Algérie

## Personnes à bord

2 PNT  
4 PNC  
97 passagers

## Résumé

Au cours du décollage en piste 02 de l'aérodrome de Tamanrasset Aguenar, un bruit sec et sourd est entendu peu après la rotation. Le moteur gauche vient de tomber en panne. L'avion fait une embardée à gauche. Le commandant de bord prend les commandes. L'avion perd progressivement de la vitesse, décroche et s'écrase, train toujours sorti, à environ mille six cent quarante-cinq mètres du point d'envol, à gauche de l'axe de piste.

## Conséquences

				Matériel
	Tué(s)	Blessé(s)	Indemne(s)	
Equipage	6	-	-	détruit
Passagers	96	1	-	
Tiers	-	-	-	

<sup>(1)</sup> Sauf précision contraire, les heures figurant dans ce rapport sont exprimées en temps universel coordonné (UTC). Il convient d'y ajouter une heure pour obtenir l'heure en Algérie le jour de l'événement.



## ORGANISATION DE L'ENQUETE

Le jeudi 6 mars 2003, le Ministère des Transports a été informé de l'accident survenu sur l'aérodrome de Tamanrasset Aguenar au Boeing 737-200 immatriculé 7T-VEZ appartenant à la compagnie nationale Air Algérie.

Conformément aux dispositions de l'Annexe 13 à la Convention relative à l'aviation civile internationale et à la réglementation en vigueur, une commission d'enquête a été instituée par décision n° 283/cab/M du 6 mars 2003 de Monsieur le Ministre des Transports (voir annexe 1).

Cette commission, conduite par l'Inspecteur Général du Ministère des Transports, s'est déplacée le jour même à Tamanrasset où elle est arrivée à 21 h 15.

La commission a immédiatement entamé ses travaux par :

- une visite du site et un premier examen de l'épave, tout en vérifiant que les mesures pertinentes avaient été prises pour la préservation et la protection des indices ;
- l'audition des personnes directement impliquées dans la préparation du vol ;
- l'audition des témoins oculaires ;
- l'écoute de l'enregistrement des communications air/sol.

La commission a en outre arrêté son programme de travail et adopté la méthodologie la plus appropriée pour atteindre les objectifs fixés dans les meilleurs délais. Elle a décidé de demander un soutien technique au BEA, le Bureau d'Enquêtes et d'Analyses pour la Sécurité de l'Aviation Civile (France).

Les Etats-Unis ont été associés à l'enquête en tant qu'Etat de construction de l'avion : le National Transportation Safety Board (NTSB) a désigné à cet effet un représentant accrédité, assisté d'experts de la FAA, de Boeing et de Pratt & Whitney.

Les travaux d'enquête ont consisté notamment en :

- l'établissement d'un relevé des traces au sol, de la position des pièces de l'épave et des indications des instruments du cockpit, avec prise de photographies ;
- le dépouillement des enregistreurs de bord de l'avion dans les laboratoires du BEA, puis l'exploitation des enregistrements, appuyée par des calculs de performances soumis par les constructeurs de l'avion et des moteurs ;
- des examens complémentaires sur l'épave ;

- l'examen des deux moteurs de l'avion accidenté dans les ateliers de la SNECMA à Bruxelles (Belgique), complété par l'expertise d'éléments de ces moteurs au Centre d'Essai des Propulseurs (France) ;
- l'examen de nombreux équipements de l'avion dans les ateliers de Boeing à Seattle (USA) ;
- l'examen des possibilités de survie des passagers et de l'équipage.
- des recherches sur simulateur de vol ;
- l'examen de la formation des équipages d'Air Algérie et de l'organisation de la sécurité des vols ;

Au cours de l'enquête, la commission s'est réunie régulièrement pour organiser les travaux. Sept réunions de plusieurs jours, élargies aux enquêteurs étrangers, ont été tenues pour analyser les résultats de ces travaux et en faire la synthèse.

La commission a rencontré à deux reprises les familles des victimes pour les tenir informées de l'avancement de l'enquête.

L'ensemble des opérations s'est effectué dans le respect des procédures nationales et internationales, en coordination avec les autorités locales habilitées.

Conformément aux dispositions de l'Annexe 13, le projet de rapport a été adressé pour observations éventuelles au NTSB et au BEA. Ces deux organismes ont répondu qu'ils étaient d'accord avec le rapport et qu'ils n'avaient pas d'observations à présenter.

# 1 - RENSEIGNEMENTS DE BASE

## 1.1 Déroutement du vol

Le jeudi 6 mars 2003, le Boeing 737 immatriculé 7T-VEZ, exploité par la compagnie nationale Air Algérie, va décoller de Tamanrasset pour effectuer, avec trois heures de retard, le vol régulier DAH 6289 à destination de Ghardaïa puis Alger. Six membres d'équipage (2 PNT - 4 PNC) et 97 passagers sont à son bord. Le copilote est pilote en fonction.

L'avion n'est pas sous dérogation technique et ne présente pas de tolérance ; au départ d'Alger, il avait fait l'objet d'une opération d'entretien en ligne pour le traitement d'une anomalie technique mineure, à savoir le changement d'une pompe hydraulique du circuit B, située dans le logement de train.

Les vitesses retenues par l'équipage sont  $V1 = 144$  kt,  $VR = 146$  kt,  $V2 = 150$  kt. L'EPR affiché, correspondant à la puissance nominale maximale au décollage, est de 2,18.

A 14 h 01 min 37 s, l'équipage demande l'autorisation de mise en route.

A 14 h 08 min 36 s, la tour autorise l'avion à rouler, pénétrer et remonter la piste 02. Le vent est du 330 pour 12 kt.

A 14 h 12 min 30 s, le copilote annonce « on est paré ».

A 14 h 12 min 31 s, la tour autorise le vol 6289 à s'aligner et à décoller.

A 14 h 13 min 36 s, le vol 6289 annonce le décollage.

Environ cinq secondes après la rotation de l'avion, au moment de la demande de rentrée des trains d'atterrissage, un bruit sec et sourd est enregistré par le CVR. L'avion subit une altération de cap à gauche suivie d'une correction de trajectoire.

Le commandant de bord annonce qu'il prend les commandes. Peu de temps après, le copilote annonce à la tour de contrôle « nous avons un petit problème ».

L'avion continue à monter ; il atteindra une hauteur enregistrée d'environ 400 ft.

La vitesse décroît progressivement de 160 kt lors de l'envol de l'avion (déjaugage) à la vitesse de décrochage à la fin de l'enregistrement. Effectivement, environ dix secondes avant, on entend au CVR le bruit du vibreur de manche (indiquant normalement que l'avion est à 7 % de sa vitesse de décrochage).

L'alarme vocale synthétique DON'T SINK, indiquant normalement une perte d'altitude pendant le décollage lorsque l'avion est au dessous de neuf cents pieds, apparaît environ six secondes avant la fin de l'enregistrement.

L'avion, trains sortis, heurte le sol du côté droit. Un violent incendie se déclare immédiatement. L'avion glisse en perdant divers éléments, heurte et défonce la clôture de l'aérodrome puis franchit une route avant de s'immobiliser en feu.

La tour de contrôle déclenche l'alerte.

## 1.2 Tués et blessés

Blessures	Membres d'équipage	Passagers	Autres personnes
Mortelles	6	96	-
Graves	-	1	-
Légères/Aucune	-	-	-

## 1.3 Dommages à l'aéronef

L'avion a été détruit par le choc et l'incendie.

## 1.4 Autres dommages

La clôture d'enceinte de l'aérodrome a été endommagée sur environ deux cent cinquante mètres.

## 1.5 Renseignements sur le personnel

### 1.5.1 Equipage de conduite

L'équipage ne présentait aucune contre-indication médicale connue pour exercer ses fonctions.

#### 1.5.1.1 Commandant de bord

Homme, 48 ans

- Titres aéronautiques :
  - licence de pilote professionnel IFR n° 285 délivrée le 9 décembre 1979 ;
  - licence de pilote de ligne n° 285 délivrée le 19 septembre 1992 ;
  - qualification IFR obtenue le 9 décembre 1979 ;
  - qualification BEEHCRAFT BE 70 obtenue le 17 novembre 1980 ;

- qualification B 727 obtenue le 30 novembre 1982 ;
  - qualification L 382G obtenue le 31 octobre 1985 ;
  - qualification F 27 obtenue le 31 mars 1992 ;
  - qualification B 767 obtenue le 2 mars 1994 ;
  - qualification B 737 obtenue le 20 juin 2001 ;
  - stage CRM le 9 février 2002 ;
  - stage RVSM le 5 décembre 2001 ;
  - contrôle simulateur B 737 effectué le 13 janvier 2003 ;
  - contrôle en ligne B 737 effectué le 6 février 2003 ;
  - dernière visite médicale effectuée au CEMPN (Alger) le 1<sup>er</sup> octobre 2002.
- Expérience professionnelle :
    - 10 760 h 10 min de vol au total, dont 1 087 h 46 min sur le type en tant que commandant de bord ;
    - sur les six derniers mois : 206 h 15 min de vol sur le type ;
    - sur les trois derniers mois : 85 h 35 min de vol sur le type ;
    - sur les trente derniers jours : 40 h 35 min de vol sur le type.

Le commandant de bord volait aussi sur Boeing 767 en tant que copilote. A ce titre, il a également effectué 31 h 57 min de vol au cours des trente derniers jours.

### **1.5.1.2 Copilote**

Femme, 44 ans

- Titres aéronautiques :
  - licence de pilote professionnel n° 702 délivrée le 29 octobre 1997 ;
  - qualification IFR obtenue le 10 décembre 1997 ;
  - qualification CESSNA C 208B obtenue le 29 octobre 1997 ;
  - qualification BEEHCRAFT BE 100 obtenue le 25 novembre 1997 ;
  - qualification BEEHCRAFT BE 1900 obtenue le 12 juin 2000 ;
  - qualification B 737 obtenue le 13 janvier 2001 ;
  - stage CRM le 20 mars 2002 ;
  - stage RVSM le 18 décembre 2001 ;
  - contrôle en ligne CESSNA effectué le 11 janvier 1998 ;
  - contrôle en ligne BE 100 effectué le 15 juin 1998 ;
  - contrôle en ligne BE 1900 effectué le 26 septembre 2001 ;
  - contrôle en ligne B 737 effectué le 6 janvier 2003 ;
  - contrôle simulateur BE 1900 effectué le 21 avril 2000 ;
  - contrôle simulateur B 737 effectué le 4 novembre 2002 ;
  - dernière visite médicale effectuée au CEMPN (Alger) le 12 octobre 2002.
- Expérience professionnelle :
  - 5 219 h 10 min de vol au total dont 1 292 h 42 min sur le type ;
  - sur les six derniers mois : 411 h 54 min de vol sur le type ;

- sur les trois derniers mois : 201 h 42 min de vol sur le type ;
- sur les trente derniers jours : 62 h 42 min de vol sur le type.

## **1.5.2 Equipage de cabine**

### **1.5.2.1 Chef de cabine**

Homme, 48 ans

- Formation initiale CSS n° 590 du 28 avril 1979.
- Qualification B 737-200 : 19 mars 2001.
- Nomination chef de cabine : 16 juin 2001.

### **1.5.2.2 Hôtesses**

Femme, 32 ans

- Formation initiale CSS n° 1738 du 5 décembre 2000.
- Qualification B 737-200 du 24 avril 2000.

Femme, 24 ans

- Formation initiale CSS n° 1475 du 25/07/1999.
- Qualification B 737-200 du 24 mars 2001.

Femme, 26 ans

- Formation initiale CSS n° 1845 du 17/02/2001.
- Qualification B 737-200 du 17 juin 2000.

## **1.6 Renseignements sur l'aéronef**

### **1.6.1 Cellule**

#### **1.6.1.1 Informations**

- Constructeur : The Boeing Aircraft Company (USA)
- Type : Boeing 737 - 200 version 2T4
- Numéro de série : 22700
- Certificat de navigabilité 14326 du 20 décembre 1983, valide jusqu'au 7 juin 2003
- Date de mise en service par Air Algérie : 9 décembre 1983
- Utilisation à la date du 5 mars 2003 : 41 472 heures et 27 184 cycles

### 1.6.1.2 Maintenance

L'avion était entretenu par Air Algérie conformément au manuel d'entretien approuvé. Il était à jour dans son cycle d'entretien, y compris dans l'application des ITN. Aucun travail n'avait été différé lors de la dernière visite.

Après traitement d'une anomalie technique au départ d'Alger (changement de pompe hydraulique circuit B) l'avion ne présentait pas de dérogation technique et répondait aux exigences de performances réglementaires.

Les dernières visites avaient été effectuées aux échéances décrites ci-dessous

Dernières visites				
Type	Heures	Cycles	Entrée	Sortie
D	37 922	24 538	5 novembre 2000	30 novembre 2001
C	40 987	26 829	7 octobre 2002	24 novembre 2002
V2 (A check)	41 400	-	18 février 2003	20 février 2003

Heures effectuées depuis les visites		
Type	Heures	Cycles
D	3 550	2 646
C	485	355
V2 (A check)	72	-

### 1.6.2 Moteurs

- Constructeur : Pratt & Whitney (USA)
- Type : JT8 D - 17A

	Position 1 (gauche)	Position 2 (droit)
Numéro de série	709385	709369
Date Installation	4 novembre 2002	21 mai 2001
Heures totales	30 586	22 884
Cycles totaux	20 040	15 316
Dernière révision générale	10 février 1999	6 janvier 1994
Heures/cycles depuis la RG	6 729 / 4 285	10 652 / 7 879
Dernière HSI	25 juillet 2002	26 janvier 2000
Heures/cycles depuis la HSI	485 / 355	4 649 / 3 353

Le moteur JT8 D est un moteur double flux à faible taux de dilution qui présente moins d'inertie lors de son arrêt que les moteurs de nouvelle génération plus puissants et à taux de dilution plus fort.

Remarque : à la suite de constatations répétées de problèmes sur le reconditionnement d'éléments de la partie haute pression de la turbine (NGV 1), les pièces réceptionnées sont systématiquement contrôlées (profils et dimensions) par Air Algérie. Les pièces non conformes représentent entre 5 et 10 % des pièces reçues.

### 1.6.3 Carburant

Avant le vol, un complément de 5 840 litres de JET A, soit 4,6 tonnes, a été effectué. Au total, en y ajoutant le carburant à l'arrivée, soit 5,4 tonnes, la quantité de carburant embarquée était d'environ dix tonnes.

Remarque : l'opération a été réalisée en mode manuel par deux mécaniciens, l'un au niveau du sol et l'autre dans le poste de pilotage, en raison de la non-fiabilité du jaugeur du réservoir central situé dans le panneau de remplissage.

### 1.6.4 Masse et centrage

#### 1.6.4.1 Masse

La masse de carburant prise en compte par le technicien opérations (TNA/O) pour établir l'état de charge était fautive (8 800 au lieu de 9 800 kg). De plus, deux passagers absents avaient été comptabilisés. Ces erreurs ont été identifiées et corrigées par le copilote. Dans ces conditions, la masse de l'avion au décollage (TOW) était de 48 708 kg, pour une masse maximale autorisée de 49 500 kg.

#### 1.6.4.2 Centrage

Sur la base du carburant à bord et en fonction de la disposition du chargement effectué, le centrage au décollage était de 22,70 %. Cette valeur se situe dans la plage normale d'utilisation de l'avion.

## 1.7 Renseignements météorologiques

Observations sur l'aérodrome le 6 mars 2003 :

#### 13 h 00

Vent calme	visibilité 40 km	Nuages 6/8 à 7 000 m, phénomène néant
T = 23/-10	QNH 1020 hPa	QFE 865 hPa

#### 13 h 30

Vent calme	visibilité 40 km	Nuages 6/8 à 7 000 m, phénomène néant
T = 23/-10	QNH 1020 hPa	QFE 865 hPa

#### 14 h 00

Vent calme	visibilité 40 km	Nuages 6/8 à 7 000 m, phénomène néant
T = 23/-5	QNH 1019 hPa	QFE 865 hPa



## **1.8 Aides à la navigation**

Sans objet.

## **1.9 Télécommunications**

La transcription des radiocommunications enregistrées entre le 7T-VEZ et la tour de Tamanrasset sur la fréquence 118,1 MHz figure en annexe 2.

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

Tamanrasset Aguenar, de coordonnées 022° 48' 40" N et 005° 27' 03" E, est un aérodrome civil contrôlé ouvert à la circulation aérienne publique. Il dispose de deux pistes :

- 02/20 longueur 3 600 m, largeur 45 m ;
- 08/26 longueur 3 100 m, largeur 45 m.

Son altitude de référence est de 1 377 mètres.

Le niveau de protection des services de sécurité sauvetage et de lutte contre les incendies d'aéronef (SSLIA) est de 7 (classification OACI), ce qui correspond à deux véhicules armés par quatre pompiers d'aérodrome et encadrés par un chef de manœuvre.

Au moment de l'accident, les pompiers étaient équipés de trois véhicules.

La procédure à appliquer en cas de défaillance d'un moteur se trouve ci-après :



الخطوط الجوية الجزائرية  
AIR ALGÉRIE

21 JUN 02 10-7

TAMANRASSET, ALGERIA

B727-200

B737-200-600-800

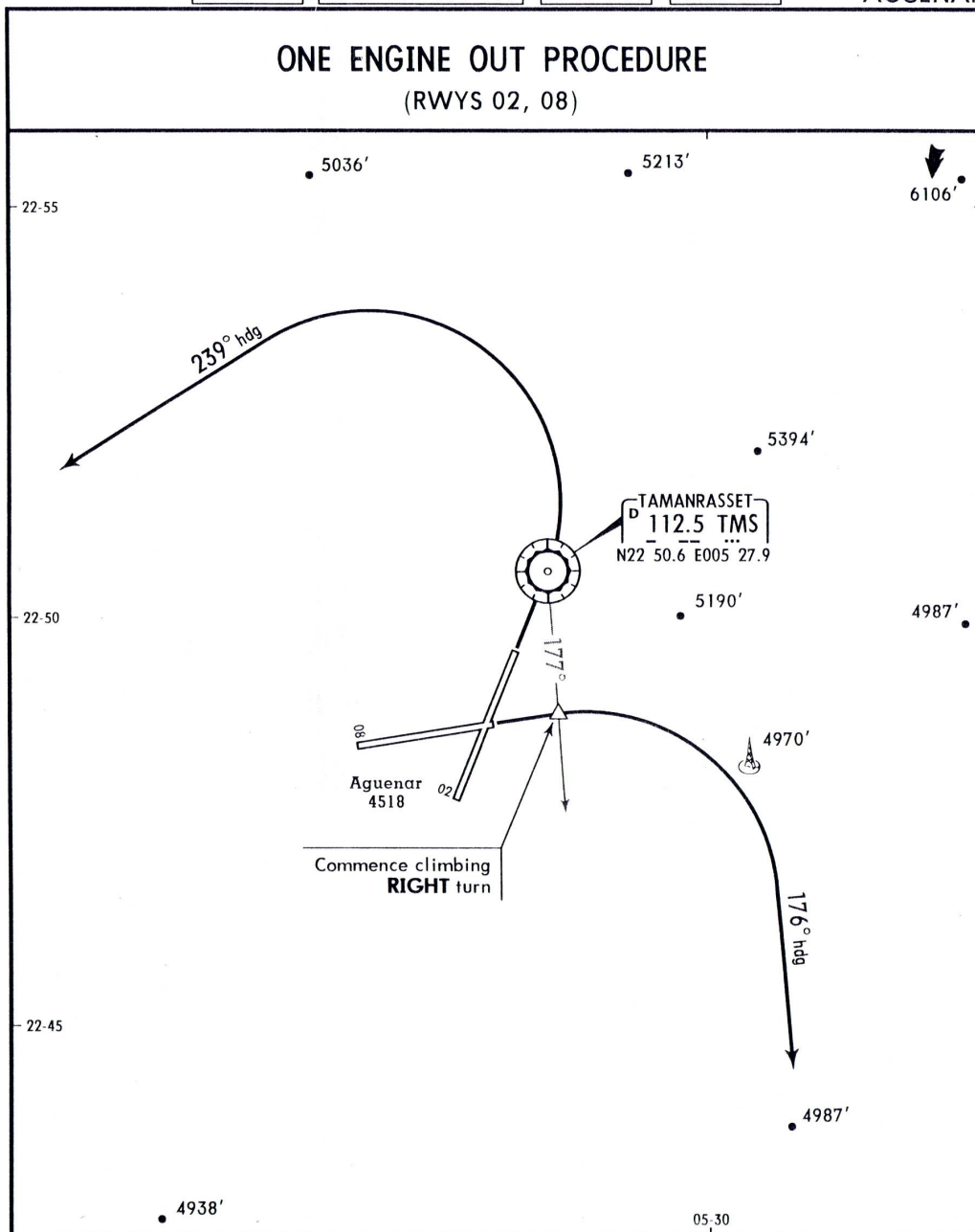
B767-300

A310-200

AGUENAR

### ONE ENGINE OUT PROCEDURE

(RWYS 02, 08)



#### ONE ENGINE OUT PROCEDURE (RWY 02)

At TMS VOR climbing turn LEFT to hdg 239°.

#### ONE ENGINE OUT PROCEDURE (RWY 08)

Upon crossing R-177 TMS climbing turn RIGHT to hdg 176°.

CHANGES: Aircraft type added.

© JEPPESEN SANDERSON, INC., 2001, 2002. ALL RIGHTS RESERVED.

## **1.11 Enregistreurs de bord**

### **1.11.1 Types et opérations de lecture**

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

- un enregistreur phonique (CVR) de marque Fairchild modèle A100, numéro de série 4492 ;
- un enregistreur de paramètres (FDR) de marque Honeywell modèle 980-4120-GQUN, dont les numéros de série et de type n'étaient pas lisibles physiquement sur l'enregistreur.

L'exploitation de ces enregistreurs a été effectuée le 13 mars 2003 au BEA.

### **1.11.2 Exploitation de l'enregistreur phonique**

Le CVR était peu endommagé mais son état a néanmoins nécessité une opération de découpage de l'enveloppe puis d'extraction de la bande.

La bande magnétique du Fairchild A100 comporte quatre pistes qui correspondent aux quatre voies enregistrées en boucle pendant trente minutes. La lecture de la bande a été effectuée sur un lecteur REVOX adapté, après réglage de la vitesse de défilement grâce au signal 400 Hz de la génération électrique de bord.

Les langues employées par l'équipage sur l'enregistrement sont l'arabe, l'anglais et le français. La transcription de l'enregistrement figure en annexe 3.

### **1.11.3 Exploitation de l'enregistreur de paramètres**

Le FDR n'avait pas de déformations apparentes mais présentait des signes de forte exposition au feu. L'enveloppe extérieure a pu être retirée sans difficulté.

La carte d'acquisition située sous le boîtier protégé était calcinée. A l'intérieur du boîtier protégé, la carte mémoire était en place et en parfait état. Cette carte mémoire a été connectée au châssis d'un enregistreur du même type dont la fonction enregistrement a été inhibée. La combinaison ainsi formée a permis la lecture directe des données.

Remarque : l'exploitant ne disposait pas d'un document de conversion précis et à jour permettant la transformation des paramètres enregistrés sous forme binaire en grandeurs physiques. Des travaux complémentaires ont donc été nécessaires pour pouvoir exploiter les données.

Seuls les paramètres suivants étaient enregistrés : le temps, l'altitude pression, la vitesse, le cap magnétique, l'accélération verticale et l'alternat de communications VHF. Un graphique figure en annexe 4.

#### 1.11.4 Synthèse

En rapprochant les deux enregistrements, on note les éléments suivants :

La préparation du vol est effectuée par le copilote seul. A sa demande, le commandant de bord l'autorise à effectuer l'étape.

Le chef de cabine est présent par intermittence dans le poste de pilotage lors la préparation du vol et lors du décollage ; il s'entretient avec le commandant de bord.

Le copilote commence le briefing avant décollage en annonçant les vitesses V1 (144 kt), VR (146 kt) et V2 (150 kt) ; il est interrompu par le commandant de bord.

A 14 h 12 min 47 s, l'équipage est autorisé à s'aligner en piste 02 et à décoller. Le vent transmis par le contrôleur de la tour vient du 330° pour 12 kt.

Remarque : lors des communications avec le contrôle, l'équipage utilise le micro à main.

A 14 h 14 min 47 s, soit cinquante-deux secondes après la mise en puissance des moteurs, le commandant de bord annonce la mise en rotation de l'avion, à environ 150 kt. Le cap magnétique est de 020°.

A 14 h 14 min 51 s, la vitesse de l'avion atteint 160 kt ; elle décroît ensuite jusqu'à la fin du vol.

A 14 h 14 min 52 s, le copilote demande la rentrée du train (annonce Gear Up) ; cette demande est immédiatement suivie par un bruit sec et sourd. La vitesse de l'avion est alors de 158 kt, sa hauteur par rapport au seuil de piste 02 de 78 ft et son cap magnétique de 018°.

L'avion vire à gauche et à 14 h 14 min 55 s, son cap magnétique est de 008°. Une série d'exclamations, suivie de « qu'est-ce qui se passe », est entendue de la part du copilote.

Remarque : à partir des données FDR, on peut calculer une vitesse verticale lors de la montée initiale comprise entre 1 400 et 1 800 ft/min.

A partir de 14 h 15 min, le commandant de bord demande à plusieurs reprises au copilote de lâcher les commandes. Le copilote collationne et, trois secondes plus tard, propose au commandant de bord de rentrer le train. Il n'y a pas de réponse.

A 14 h 15 min 04 s, le copilote annonce « on a un petit problème » au contrôleur.

A 14 h 15 min 06 s, le bruit du vibreur de manche est entendu pendant une seconde. La hauteur de l'avion par rapport au seuil de piste 02 est alors maximale (398 ft). Sa vitesse est de 134 kt.

A 14 h 15 min 08 s, le bruit du vibreur de manche est entendu pendant une demi-seconde.

A 14 h 15 min 10 s, une alarme GPWS DON'T SINK est entendue. A partir du même moment, le bruit du vibreur de manche est entendu continûment jusqu'à la fin de l'enregistrement.

A 14 h 15 min 15 s, une deuxième alarme GPWS DON'T SINK est entendue. Les deux enregistreurs s'arrêtent juste après. La hauteur de l'avion par rapport au seuil de piste 02 est alors de 335 ft, sa vitesse est de 126 kt et son cap magnétique est de 005°.

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

### 1.12.1 Examen du site

Le point d'envol est estimé être au travers de la tour de contrôle, juste après le taxiway. Pratiquement à partir de ce point, on trouve des débris de turbine. Six cents mètres environ avant la fin de piste, les débris s'écartent de l'axe vers la gauche, matérialisant une trajectoire sensiblement à quinze degrés de l'axe. Le premier point d'impact est à 1 645 m du point d'envol. A partir de ce point, une bande de terrain portant la trace d'un feu intense matérialise la droite de la trajectoire (voir photo), sensiblement à l'aplomb de l'aile droite. On trouve de nombreux débris, dont les moteurs, puis l'avion a défoncé la clôture de l'aérodrome et franchi la route. Après la route, on trouve le train principal droit (sans les roues) puis l'épave principale qui a pivoté vers la droite.



L'épave principale est pratiquement en un seul morceau, elle a été détruite par le feu, la voilure droite est rabattue le long du fuselage, la partie arrière s'est détachée et a basculé. On trouve enfin les roues des deux trains principaux.



### 1.12.2 Examen visuel de l'épave

L'épave a été presque entièrement détruite par le feu.

Les deux plans horizontaux sont solidaires de la dérive, les gouvernes de profondeur sont en place, quelques pièces extérieures manquent.

Les deux compensateurs sont reliés aux gouvernes de profondeur.

Le cône de queue et l'APU sont derrière l'épave principale, ils ne présentent pas de signes de brûlure à l'exception de la partie interne de l'APU.

Mesures effectuées sur site :

- vis sans fin de volets (n° de série partiel 65 - 50...) : quatorze pas de vis déroulés à partir du point d'attache ;
- vis sans fin de volet (n° de série 65 - 50326-2) : trente pas de vis déroulés à partir du point d'attache ;
- vis sans fin du volet central (référence 65-7192 665 ; n° de série partiel ..13122) : quinze pas ;
- vis sans fin au niveau de l'aile (référence 65-50328-5 ; n° de série 0279) : dix pas, libre en mouvement.

### 1.12.3 Constatations dans le poste de pilotage

- |                           |   |
|---------------------------|---|
| • Trim aileron            | 2,9 aile droite baissée                                       |
| • Trim gouverne direction | 1,25 gauche   |
| • Trim stabilisateur      | volant gauche 6 unités cabré<br>volant droit 6,5 unités cabré |
| • Manettes coupe-feu      | non actionnées  |
| • Levier sélecteur volets | libre en mouvement (câble sectionné)                          |
| • Frein de parc           | position « Park »   |

- Commande aérofreins en position verrouillé avant, rétractés
- Levier alimentation carburant pour démarrage sur marche
- Manettes de puissance libres en mouvement
- Levier de train bloqué en position sortie

### **1.12.3.1 Instruments côté commandant de bord**

Tous les instruments côté commandant de bord sont illisibles.

### **1.12.3.2 Instruments côté copilote**

- Altimètre : 300 ft sur la grande aiguille, index illisible
- Altimètre de secours : 4 400 ft avec calage de 1 016 <sup>(2)</sup>

### **1.12.3.3 Instruments panneau central**

- Débitmètre carburant gauche 4 800 kg/h
- Débitmètre carburant droit 200 kg/h
- Indicateur N2 gauche zéro sur graduations principale et secondaire
- Indicateur N2 droit 22 %
- EGT gauche au delà de la limite supérieure
- EGT droit en dessous de la limite inférieure
- Indicateur N1 gauche zéro sur graduations principale et secondaire
- Indicateur N1 droit zéro sur graduations principale et secondaire
- Indicateurs de position volets droit 26° - gauche 29°

### **1.12.3.4 Panneau hydraulique**

- Tous les interrupteurs du panneau hydraulique ont été trouvés sur des positions opérationnelles normales, à l'exception du « Yaw damper » trouvé sur OFF et libre en mouvement, ce qui se produit lorsqu'il n'est plus sous tension
- Sélecteurs de démarrage et allumage permanent : tous deux en marche en position FLT.
- APU : sur OFF
- Air conditionné : configuration normale pour un décollage avec conditionnement d'air sur marche
- Pompes carburant : les six en position ON (configuration normale pour le décollage avec du carburant dans le réservoir central)

---

<sup>(2)</sup> Il n'a pas été possible (cf. paragraphe 1.16.4.3) de déterminer si cette valeur anormale correspondait à l'affichage effectué avant le vol ou résultait des manipulations après l'accident.

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

Les examens post-mortem de l'équipage n'ont mis en évidence aucun élément médical et pathologique susceptible d'être en rapport avec l'accident.

### **1.14 Incendie**

Le carburant répandu s'est enflammé dès le premier impact avec le sol. L'avion s'est embrasé en fin de course.

Conformément aux procédures, les pompiers de l'aérodrome étaient en alerte. Ils se sont mis en route dès qu'ils ont constaté que l'avion était en difficulté. Parallèlement, le contrôleur en service à la tour a déclenché l'alerte à 14 h 15 min 09 s, puis conformément au plan d'urgence de l'aérodrome, il a alerté les pompiers de Tamanrasset à 14 h 15 min 40 s. Ceux-ci sont venus renforcer les pompiers de l'aérodrome.

Remarque : la commission a procédé à divers minutages dans les conditions de l'accident : le temps minimum pour accéder à l'épave depuis le parking SSLIA est de trois minutes et quinze secondes.

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

Le chef de cabine a été retrouvé affaissé sur le pylône central à l'intérieur du poste de pilotage. Les autres PNC, ainsi que les passagers, étaient à leurs places, attachés. Le violent incendie qui s'est déclaré immédiatement après l'impact ne leur laissait aucune chance de survie ; la mort a été instantanée. Seul un passager, assis au dernier rang et non attaché selon ses déclarations ultérieures, a été éjecté de l'avion par le choc et a réchappé à l'accident.



## 1.16 Essais et recherches

### 1.16.1 Synthèse des témoignages

Les témoignages recueillis indiquent que, lors du décollage en piste 02, un bruit anormal provenant des moteurs de l'avion a été entendu. L'avion a viré légèrement à gauche pour revenir ensuite vers son axe de décollage. Durant cette phase, il avait une forte assiette à cabrer. Il se trouvait à faible hauteur et semblait perdre de la vitesse. Il s'est ensuite enfoncé avec une légère inclinaison vers la droite et s'est écrasé. Le train d'atterrissage était sorti.

Deux témoignages sont intéressants à citer in-extenso :

- celui du technicien sol qui a assisté le 7T-VEZ : *J'étais sur le parking et j'ai vu l'avion décoller sur la piste 02. Juste après le décollage, l'avion a viré légèrement à gauche puis s'est redressé sur l'axe et à ce moment-là, j'ai constaté que l'avion perdait de la vitesse et de l'altitude toujours avec les trains sur sortie jusqu'au moment du crash où il y a eu explosion totale.*
- celui des contrôleurs présents dans la tour : *DAH 6389 B732 IMMAT : 7T-VEZ a demandé la mise en route à 1402 GMT. A 1405 GMT, il a été autorisé à mettre en route avec une température de 23° QNH : 1019. Autorisé par ALGER CCR au FL280 initial, juste après le décollage en piste 02 (1405) une sorte d'explosion a été entendue, l'alarme a été immédiatement déclenchée, le pilote a annoncé textuellement (on a un petit problème...) l'appareil a commencé à chuter et s'est crashé aux alentours du seuil de piste 20 ; le plan d'urgence a été immédiatement déclenché selon le canevas.  
1) SSIS aérodrome à 1415. 2) Protection civile à 1416. 3) Hôpital juste après. Ensuite le reste des services mentionnés dans le plan d'urgence.*

ATC	-DAAT DAVG.	ETD	10 05	10	QTN	15	CLR	50 -	TNR	VW	330/12	date	06
	DAH 6289.	FL	14 =	14 =	14 =	14 =	INIT F280			PH			03
	7T-VEZ	Rwy	02	Balissage			USA TIFOU		FRQ	T°	W*		08
	B732 16450	310								QNH			
										QFE			

Strip du vol de l'accident

### 1.16.2 Examen préliminaire des moteurs

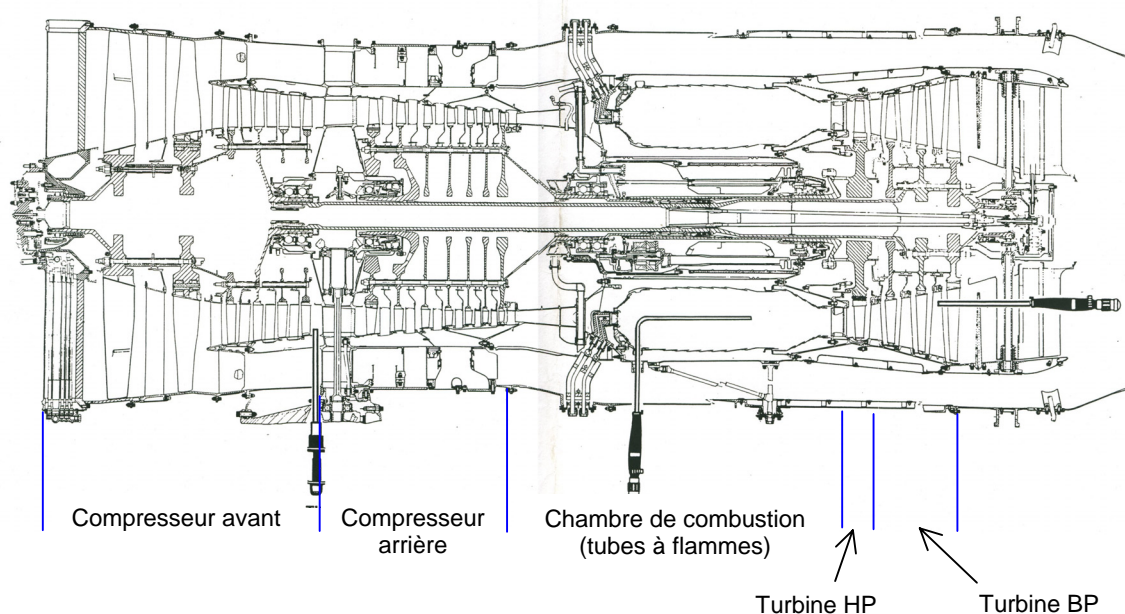
Après l'accident, les deux moteurs de l'avion et leurs accessoires principaux ont été transportés à Bruxelles (Belgique) dans un atelier spécialisé de la société SNECMA. Ils y ont été désassemblés progressivement dans leur intégralité. Les examens pratiqués ont conduit aux constatations suivantes :

- les deux moteurs ne présentent pas de défaillance non contenue et ne présentent aucun indice de feu déclaré ;
- les parties tournantes de la partie froide des deux moteurs présentent des déformations, importantes sur le moteur droit, moindres sur le moteur gauche. Cela signifie qu'au moment de l'impact avec le sol, ce dernier moteur tournait à faible vitesse, ne développant aucune poussée ;
- la partie chaude du moteur gauche présente des éléments endommagés correspondant à ceux retrouvés sur la piste ;
- ce n'est pas un corps étranger qui a endommagé ce moteur ;
- la partie chaude du moteur droit présente quelques éléments endommagés.

A la suite de ces constatations, des examens complémentaires ont été décidés.

### 1.16.3 Examens complémentaires des moteurs

Remarque : les observations ci-après suivent la localisation des composants des moteurs, dans le sens du flux.



**Schéma du propulseur JT8D**

### **1.16.3.1 Moteur gauche**

#### *Le corps compresseur*

Les dommages observés sont consécutifs à l'impact et ne présentent pas d'indice de rotation du moteur ou de traces d'ingestion de corps extérieur.

#### *La FCU*

Le corps du régulateur a été détruit à l'impact ; il a été brisé et séparé en trois parties, avec séparation des deux ensembles principaux selon leur plan de joints. La partie la plus massive a perdu ses couvercles. Les différents mécanismes internes sont soit brisés, soit fléchis lors de l'impact, ne permettant pas de déterminer la puissance commandée.

#### *Les injecteurs carburant*

Les neuf injecteurs sont propres et en bonne condition. Leurs sections de sortie sont géométriquement correctes, sans trace de brûlure, ni d'obstruction partielle par d'éventuels corps étrangers. Leurs conduits d'alimentation primaire et secondaire ne présentent pas d'obturation.

#### *Les tubes à flammes*

L'extérieur des tubes est en bon état, sans traces de surchauffe. La particularité la plus marquante relevée sur l'ensemble des tubes concerne des projections de métal liquide sur leur paroi interne, en gouttelettes plutôt grossières, refroidies sur la barrière thermique tapissant l'intérieur des tubes. Ces projections sont généralisées dans les tubes repérés de 4 à 7 ; à l'intérieur des autres tubes (1, 2, 3, 8 et 9), les projections sont concentrées sur un secteur d'environ 90°. La barrière thermique présente une coloration normale et uniforme.

Il ressort de la morphologie des dépôts métallisés que les projections ont remonté le sens normal du flux des gaz.

#### *L'étage diffuseur (NGV 1) de la turbine haute pression*

Tous les profils des distributeurs récupérés de la turbine haute pression ont été fortement endommagés, apparemment par des impacts mécaniques, sans traces de dégradation antérieure. Le plus grand secteur manquant du NGV 1 est situé en partie basse du moteur. Lors du démontage, cette partie était dépourvue de ses quatre étages de distributeurs.

Remarque : ces observations sont cohérentes avec les plus grandes quantités de dépôt de métal fondu observées dans les tubes à flammes situés en position basse (tubes n° 4 à 6).

Dix-sept aubes sont cassées au ras du pied, à peu près parallèlement à la plateforme. Les aubes restantes sont rompues avec un profil en cloche dont le sommet est à mi-corde environ, à quarante-cinq millimètres de hauteur maximum. Les profils de ces cassures ne montrent aucune amorce de fatigue. Les profils intrados, proches du bord de fuite, ont capté des projections de métal fondu. Plusieurs aubes ont subi une surchauffe anormalement importante, sans atteindre le début de fusion du matériau.

#### *L'étage diffuseur (NGV 2) de la turbine basse pression*

Toutes les aubes de l'étage NGV 2 ont été détruites. Les éléments disponibles présentent des dépôts plus ou moins importants de métal fondu. Les endommagements constatés ne sont pas de même intensité sur chaque élément ; ils montrent que les profils ont été exposés à des températures excessives ; pour certains au moins, il a pu être établi que ces températures atteignaient la température de fusion du matériau, c'est-à-dire 1 260 °C.

#### **1.16.3.2 Moteur droit**

Remarque : les observations effectuées lors des opérations de démontage du moteur droit n'ont pas montré de traces de surchauffe justifiant l'examen approfondi des injecteurs. Seuls des examens comparatifs avec certains composants du moteur gauche ont été réalisés.

#### *Le corps compresseur*

Les dommages observés sur le corps compresseur indiquent que le moteur était en rotation lors de l'impact, sans qu'il soit possible de déterminer la puissance qu'il fournissait. Aucune trace d'ingestion de corps étranger n'a été observée.

#### *La FCU*

L'ensemble FCU est resté monobloc. La partie la plus massive a perdu plusieurs couvercles heurtés et cisailés lors de l'impact, mettant à jour ses mécanismes et composants internes diversement endommagés à la suite de l'impact. Son état n'a pas permis d'identifier la puissance commandée.

#### *Les tubes à flammes*

Ils ne présentent aucun dommage particulier susceptible d'indiquer un quelconque dysfonctionnement.

### *La turbine haute pression*

Les profils de l'étage NGV 1 sont demeurés en parfait état. De fines projections de métal fondu sont observées sur leur extradados. Les analyses montrent que ces projections proviennent de l'interférence des aubes du compresseur avec le carter en vis-à-vis. Les particules arrachées ont franchi la chambre de combustion pour se déposer sur le NGV 1.

Ces constatations montrent que le moteur droit était en rotation lors de l'impact, ce qui est corroboré par les traces d'interférences constatées entre les profils NGV 1, turbine HP et NGV 2.

#### **1.16.3.3 Analyses métallurgiques**

Des examens métallurgiques comparatifs ont été réalisés sur des composants des moteurs gauche et droit ainsi que sur des dépôts de métal fondu prélevés sur les tubes à flammes.

Pour le moteur gauche :

- les criques en bord d'attaque de deux aubes de l'étage NGV 1 ont été ouvertes en laboratoire. Le faciès de ces fissures est relativement plan, sans trace de corrosion ou d'érosion par brûlure du matériau. Les cassures sont en partie recouvertes de dépôts de coke ancien. Il s'agit de fissures de fatigue thermique, préexistantes à l'événement ;
- les projections de métal fondu prélevées sur les divers éléments des parties chaudes du moteur (de l'intérieur des tubes à flammes au NGV 2) sont toutes issues des profils de NGV 2 fondus. Les analyses confirment que ces projections ont largement reflué vers l'avant du moteur, jusqu'au voisinage des injecteurs ;
- la structure des profils de la turbine haute pression montre, au travers d'examens micrographiques, un vieillissement du matériau dû à un temps de fonctionnement très important.

Pour le moteur droit :

- certains secteurs du distributeur NGV 2 présentent un vieillissement prononcé, avec apparition et développement de corrosion à chaud sur leur paroi interne. La propagation progressive de cette oxydation à travers le métal sain a provoqué de fines fissures de certains profils, sans modification des performances du moteur.

#### **1.16.3.4 Débris récupérés dans le carter BP du moteur gauche et sur la piste**

Les débris de tailles diverses récupérés dans le carter basse pression du moteur gauche et sur la piste proviennent essentiellement des profils détruits du distributeur haute pression 1<sup>er</sup> étage ainsi que de la partie aval du moteur.

Ces nombreux fragments ont tous été véhiculés par les parties tournantes et abondamment heurtés lors de l'événement. Les surfaces rompues sont largement matées et ne permettent aucun examen des ruptures.

#### **1.16.3.5 Synthèse des résultats**

Les examens du moteur gauche et des débris trouvés sur la piste montrent que le problème provient de la partie HP de la turbine. La partie aval LP a par conséquent aussi été détruite, ce qui a accentué la perte de poussée et provoqué une forte réduction de la vitesse de rotation du moteur. Les dommages sur les aubes confirment une faible vitesse de rotation du moteur au moment de l'impact.

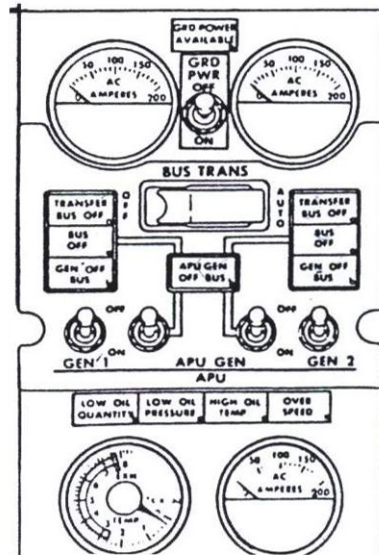
L'absence d'une partie du distributeur et la destruction immédiatement consécutive des aubes de la turbine HP ont supprimé la détente des gaz normalement produite par cet étage HP, laquelle, de ce fait, n'a plus permis le refroidissement par détente des gaz sortant de la chambre de combustion. Les températures excessives ont ensuite rapidement fait fondre la partie NGV 2 du corps basse pression ainsi directement exposée à la chaleur de la chambre de combustion. Les projections de métal en fusion constatées dans les tubes à flamme et les autres parties chaudes du moteur montrent que la chambre de combustion fonctionnait au moment de l'impact.

#### **1.16.4 Examen des équipements, instruments de bord et voyants d'alarme**

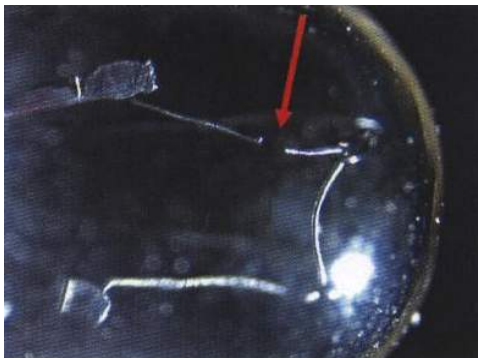
Tous les instruments et équipements récupérables qui correspondaient aux systèmes de pilotage, de génération électrique, hydraulique et de conduite des moteurs ont été démontés et examinés en laboratoire.

##### **1.16.4.1 Génération électrique**

L'examen du système de génération électrique n'a pas fait apparaître de dysfonctionnement. La photo ci-après, accompagnée de sa représentation provenant du manuel de l'avion, montre le module concernant les systèmes de génération électrique liés aux deux générateurs et au groupe auxiliaire de puissance.



Les ampoules de nombreux voyants, dont notamment TRANSFER BUS OFF, BUS OFF, GEN OFF BUS et APU GEN OFF BUS, ont été examinées comme l'illustrent les photos suivantes. Leur examen a montré que la plupart des filaments avaient été rompus lors de l'impact.



Voyants GEN # 1 TRANSFER BUS OFF et GEN # 2 TRANSFER BUS OFF

#### 1.16.4.2 Voyants d'alarme

L'examen des ampoules des voyants d'alarme n'a pas permis de déterminer si elles étaient allumées au moment de l'impact.

#### 1.16.4.3 Instruments et équipement de bord

La plupart des équipements et instruments de bord ont pu être examinés en laboratoire. Bien que noircis par le feu, ils présentent en général un bon état extérieur et peu de déformations. Les valeurs relevées confirment pour l'essentiel celles relevées sur le site, sans que ceci soit pour autant une preuve de pertinence de l'indication. La manipulation des instruments avait visiblement modifié certaines valeurs qui ont donc été écartées.

• EPR moteur gauche (aiguille)	0,985 (flaggué)
• EPR moteur gauche (index)	2,176 (flaggué)
• EPR moteur droit (aiguille)	1,0 (flaggué)
• EPR moteur droit (index)	2,178 (flaggué)
• Débitmètre carburant moteur gauche	5 400 kg/h
• Débitmètre carburant moteur droit	< 200 kg/h
• Quantité carburant réservoir gauche	4 400 kg
• Quantité carburant réservoir central	820 kg
• Quantité carburant réservoir droit	4 400 kg

Remarque : les quantités lues correspondent à une masse de 9 620 kg. En y rajoutant le forfait roulage (200 kg) et le carburant consommé au décollage (225 kg) sur la base de neuf tonnes par minute, on trouve une valeur de 10 045 kg, cohérente avec la masse de carburant embarquée.

- EGT gauche : au-delà de la limite supérieure
- EGT droit : 0
- Indicateur N2 gauche : zéro sur graduations principale et secondaire
- Indicateur N2 droit : 22 sur graduation principale, 2,5 sur graduation secondaire
- Indicateur N1 gauche : zéro sur graduations principale et secondaire
- Indicateur N1 droit : zéro sur graduations principale et secondaire
- Altimètre électrique : calage à 1016 mb
- ADF RMI gauche : cap de 005° ; les deux index calés à 270°

## 1.16.5 Performances de l'avion au décollage

### 1.16.5.1 Calculs de performance

Un calcul de performances a été réalisé aux Etats-Unis (cf. annexe 5). Son but était le calcul de certains paramètres non enregistrés par le FDR, par exemple l'assiette, le roulis et la poussée des moteurs, en corrélant les différentes informations suivantes :

- les caractéristiques aérodynamiques, cinématiques et de propulsion du B737-200 ;
- les données CVR (bruit du vibreur de manche, de l'alarme GPWS et du bruit sec et sourd) ;
- les paramètres du FDR ;
- les observations effectuées sur l'épave (positions des volets, du train d'atterrissage et marques d'impact au sol) ;
- la masse, le centrage, la poussée au décollage et les vitesses (V1, VR et V2) de l'avion ;
- les conditions météorologiques du jour.



Les résultats de ce calcul montrent notamment :

- une perte de vitesse de l'avion accompagnée d'un maintien de l'assiette l'amenant à une situation de décrochage ;
- une diminution significative de poussée sur le moteur droit quelques secondes après la perte de puissance du moteur gauche. Ceci a fortement réduit les performances de l'avion, lors de sa montée initiale ;
- qu'avec un moteur défaillant et lorsque la vitesse V2 (150 kt) est maintenue constante, la vitesse verticale maximale en montée de l'avion est d'environ 150 ft par minute avec le train sorti. Cette vitesse verticale passe à environ 450 ft par minute lorsque le train est en position rentrée.

#### **1.16.5.2 Séance de simulateur de vol**

A la demande de la commission d'enquête et en présence de certains de ses membres, plusieurs essais sur simulateur de vol ont été effectués par un équipage qualifié en prenant en compte les conditions du jour de l'accident. Ces essais ont été réalisés avec une panne du moteur gauche à la vitesse de rotation. Lors du premier essai, il a été demandé à l'équipage de suivre les procédures standards. Lors du deuxième et troisième essai, il a été demandé à l'équipage de conserver le train sorti, de maintenir la vitesse V2 dans un cas et de maintenir une assiette constante de 18° dans l'autre cas.

Il ressort de cette séance les résultats suivants :

- altération de cap magnétique d'une quinzaine de degrés vers la gauche après correction de l'équipage ;
- vitesse verticale de montée comprise entre 1 000 et 2 000 ft/min lorsque l'assiette est maintenue à 18° dès la perte de puissance du moteur gauche avec le train sorti, entraînant une diminution progressive de la vitesse ;
- vitesse verticale, oscillant entre - 300 et + 300 ft/min, lorsque la vitesse V2 est maintenue constante ;
- vibreur de manche actif entre 135 et 140 kt ;
- difficulté pour le pilote de prendre les commandes en cours de montée initiale avec un moteur en panne, notamment après un gel du simulateur comparable à un transfert de commandes dans une situation critique.

## **1.17 Renseignements sur les organismes et la gestion**

### **1.17.1 Formation des équipages sur Boeing 737-200 à Air Algérie**

#### **1.17.1.1 Stage de qualification de type**

Le stage de qualification de type se déroule en trois phases qui couvrent :

- les aspects théoriques ;
- les séances de simulateur (Full Flight Simulator - FFS) ;
- les séances en vol hors ligne.

La première phase s'effectue par groupes d'environ dix personnes et dure onze jours. Elle comporte soixante-cinq heures de cours magistraux notamment basés sur l'utilisation de fiches pédagogiques. Ces cours théoriques comprennent :

- l'étude des systèmes avion ;
- l'étude des procédures normales et d'urgence ;
- les aspects CRM ;
- les aspects sécurité et sauvetage.

La visualisation de la disposition des commandes s'appuie sur des visites du simulateur. L'étude de chaque système est complétée par un débriefing effectué par un instructeur chargé du suivi technique du Boeing 737-200. Ce débriefing permet de préciser des points importants et de contrôler le niveau des connaissances acquises. Les deux derniers jours sont respectivement consacrés aux aspects CRM et aux aspects sécurité et sauvetage.

La deuxième phase est ouverte aux stagiaires ayant satisfait à l'examen relatif à la partie théorique. Elle comprend quatorze séances de quatre heures de simulateur FFS, effectuées en équipage constitué sous la direction d'un instructeur pilote de ligne, précédées d'un briefing en salle d'environ deux heures et suivies d'un débriefing. Ces séances concernent le pilotage de base et le pilotage automatique. Elles étudient notamment les limites du domaine de vol, les différentes pannes et situations d'urgence.

A l'issue de ces séances de FFS, une séance de contrôle d'une durée de quatre heures est effectuée et reprend les différents types de problèmes et de pannes étudiés au cours des quatorze séances.

Dans le cadre de ce stage de qualification de type, les pannes moteur sont abordées dès la sixième séance. Elles sont généralement simulées autour de la vitesse V1 lorsque l'avion est au roulement au décollage. Trois types de pannes peuvent être simulés : l'extinction d'un moteur (flame out), l'endommagement d'un moteur (engine severe damage fire) et le pompage.

Remarque : la conduite à tenir en cas de défaillance au décollage après V1 figure en annexe 6.

La troisième phase (dite base training) comprend trois vols hors ligne d'une heure et trente minutes chacun suivi d'un vol de contrôle d'une heure trente minutes qui permet la délivrance de l'attestation de la qualification de type. La panne moteur après V1 est prévue pour les deuxième et troisième vols ainsi que lors du vol de contrôle.

Le programme d'Air Algérie se base sur un total de trente et un jours de formation, examens compris.

A la suite de l'obtention de la qualification de type, un minimum de dix étapes est requis en adaptation en ligne avant le vol de contrôle.

#### **1.17.1.2 Maintien et contrôle des compétences**

Les exigences réglementaires concernant le maintien et le contrôle des compétences sont un stage annuel de maintien des compétences, deux contrôles annuels effectués lors d'un vol commercial et portant sur la connaissance et le respect du manuel d'exploitation, un contrôle annuel effectué hors ligne (simulateur) et portant sur les exercices de la qualification de type.

Air Algérie a regroupé dans un module unique le stage de maintien des compétences et le contrôle hors ligne. Il est suivi une fois par an. Le programme de ce stage est approuvé par la DACM. Ce stage a pour objectif d'actualiser les connaissances des pilotes concernant le Boeing 737-200, ainsi que leur savoir faire dans le cadre des tâches qui leur sont assignées au sein de l'équipage. Il fournit parfois l'occasion de prendre en compte les incidents survenus en exploitation, de réviser des procédures normales ou d'urgence.

Le stage dure trois jours. Le premier jour est consacré à des cours en salle, les deux suivants au simulateur, ce qui correspond à deux séances de quatre heures précédées d'un briefing de deux heures. La première séance est effectuée sur simulateur FFS, en présence d'un instructeur pilote de ligne de la compagnie, et porte sur les exercices réglementaires de la qualification de type. La seconde séance consiste en un « vol » d'entraînement type vol de ligne (LOFT) à l'issue duquel une attestation de maintien des compétences est délivrée.

#### **1.17.1.3 Cas de l'équipage**

Les dossiers de formation et de maintien des compétences des deux pilotes ont été examinés par la commission. Leur dernier exercice de panne moteur au décollage remonte :

- pour le commandant de bord au 13 janvier 2003. Il s'agissait d'un exercice de feu moteur après V1 (cas du feu maîtrisé après deux percussions) ;
- pour le copilote au 4 novembre 2002. L'instructeur avait noté qu'il fallait annoncer la check-list et ordonner les actions feu.

### 1.17.2 Système de retour d'expérience

Il existe depuis 1999 au sein d'Air Algérie une cellule de sécurité des vols qui publie des bulletins pour l'information des équipages. Cette cellule dispose pour le retour d'expérience de formulaires ASR (Aviation Safety Report) qui sont notamment disponibles à bord des avions. Il est également possible de l'informer de façon confidentielle. La cellule a été dotée récemment d'une station d'analyse des vols dédiée aux Boeing 737-600 et -800 ; cette analyse n'est pas encore systématique ni généralisée à l'ensemble de la flotte d'Air Algérie.

Le premier bulletin de sécurité des vols a été publié en août 1999. Deux à trois bulletins sont publiés chaque année. Chaque numéro comprend des études de cas d'accident ou d'incident, à l'instar de ce qui est fait dans d'autres compagnies aériennes. Sur douze numéros, seules cinq occurrences survenues à Air Algérie ont été analysées :

- la première (rapport d'enquête britannique) concerne l'accident survenu le 21 décembre 1994 à Willenhall (Coventry) au Boeing 737-2D6C Cargo immatriculé 7T-VEE ;
- la deuxième est relative à une sortie latérale de piste survenue le 31 janvier 1999 à Constantine au Boeing 727 immatriculé 7T-VEH ;
- la troisième concerne une sortie de piste d'un Boeing 737-200 analysée par une commission nationale d'enquête ;
- les deux autres concernent des incidents techniques (début d'incendie de train sur A310 et fuite d'huile sur un moteur entraînant un retour terrain).

Toutes les études de cas décrites depuis août 2000 concernent des exploitants étrangers. Aucun événement rapporté par un équipage d'Air Algérie n'a été analysé de façon écrite.

Il apparaît qu'au moment de l'accident le système de retour d'expérience n'exploitait pas complètement et de façon systématique par écrit les événements survenus au sein de la compagnie. Une telle information systématique permet aux équipages de bénéficier de l'expérience d'autres équipages ayant rapporté des situations inhabituelles dans un but de prévention.

## **2 - ANALYSE**

### **2.1 Scénario de l'accident**

#### **2.1.1 Préparation du vol et roulage**

La préparation du vol a été effectuée par le copilote seul, le commandant de bord arrivant tardivement. Il faut noter la présence du chef de cabine dans le poste de pilotage, ce qui a contribué à écourter la check-list commencée par le copilote avec l'annonce des vitesses retenues pour le décollage.

Ce manque de rigueur dans la préparation du vol a été également constaté lors du roulage, avec la non-observation de l'esprit « cockpit stérile ». Plus généralement, à aucun moment le CVR ne fait apparaître de concertation ou de briefing lié à l'éventualité d'une anomalie au décollage, comme préconisé par les procédures d'Air Algérie. L'équipage n'était vraisemblablement pas suffisamment préparé psychologiquement à faire face à un éventuel problème.

Le roulage a été immédiatement suivi de la mise en puissance des moteurs avec une EPR de 2,18 qui correspond à l'utilisation d'une poussée maximale avec le conditionnement d'air en fonctionnement.

#### **2.1.2 Défaillance du moteur gauche lors du décollage**

La mise en puissance des moteurs, la mise en vitesse de l'avion et les appels standards ont été réalisés normalement jusqu'à la rotation. Les difficultés sont survenues brutalement, au moment précis de l'annonce de rentrée de train. Tous les éléments de l'enquête, notamment les pièces trouvées sur la piste à proximité de l'endroit où l'avion a pris son envol et l'altération de cap de douze degrés vers la gauche, montrent que l'équipage a alors dû faire face à une défaillance contenue du moteur gauche.

Les examens ont montré que le problème provenait de l'étage haute-pression de la turbine placé juste après la chambre de combustion. La rupture d'une pièce de dimension relativement importante a provoqué la destruction immédiate de la turbine haute pression et la dégradation consécutive de la turbine basse pression. L'avarie a provoqué une forte réduction de la vitesse de rotation et de la poussée du moteur, sans conduire à son extinction.

Outre la tendance au départ de l'avion en lacet vers la gauche, les dégâts au moteur gauche se sont normalement traduits dans le poste de pilotage par une diminution rapide des indications de performance de ce moteur et une alarme visuelle de pression d'huile, sans alarme feu.

## 2.1.3 Gestion de la panne lors de la montée initiale

### 2.1.3.1 Coordination de l'équipage

L'équipage qui était dans la situation d'un vol de routine s'est vu en une fraction de seconde confronté à une situation d'urgence nécessitant une disponibilité, une coordination et une concentration extrêmes, situation à laquelle on a vu qu'il ne s'était pas particulièrement préparé. Dans ce contexte, le commandant de bord n'a pas collationné la demande de rentrée du train d'atterrissage et ne l'a pas exécutée.

Il n'y a pas eu d'annonce de la panne, il n'a pas été fait mention d'éventuelles alarmes visuelles comme celle liée à la pression d'huile. Seules quelques exclamations de la part du copilote ont été entendues. Même les annonces liées au pilotage de l'avion (vitesse, vario, assiette, etc.) n'ont plus été effectuées. Ainsi, après la panne, il n'y a plus de formalisation des actions de travail en équipage, ni a fortiori de coordination sur la gestion du problème rencontré.

Un autre élément intervient alors : après huit secondes, le commandant de bord a pris les commandes de l'avion, sans qu'il y ait de demande du copilote ni utilisation des termes prévus pour le passage des commandes.

On ne peut savoir ce qui a motivé cette décision.

- S'est-il rendu compte que le copilote éprouvait des difficultés à contrôler l'avion, ou du moins l'a-t-il pensé ?
- A-t-il préféré reprendre les commandes, estimant que c'était de sa responsabilité de commandant de bord ?

On ne sait pas non plus si sa prise explicite des commandes (*laisse*) n'a pas été précédée d'une intervention sur les commandes.

Quoi qu'il en soit, l'absence de coordination entre les pilotes au moment du transfert des tâches a conduit le commandant de bord à gérer une situation d'urgence qu'il n'avait pas eu le temps d'analyser complètement. Pour les mêmes raisons, il ne s'est pas appuyé sur son copilote à qui il a simplement demandé à plusieurs reprises de lâcher (les commandes). Il a d'ailleurs vraisemblablement rencontré des difficultés dans ce transfert des commandes, compte tenu de la répétition des termes *lâche* et *enlève ta main* et ce, jusqu'à la fin de l'enregistrement. Quant au copilote, il semble avoir exécuté les ordres du commandant de bord en collationnant par l'affirmative et en faisant preuve d'une certaine disponibilité (proposition de rentrée du train - message radio à la tour de contrôle avec le micro à main) mais sans avoir de certitude sur le rôle qu'il devait jouer, ce qui pourrait par exemple s'être traduit par un placement de ses mains sur le manche au moment des alarmes de décrochage et expliquerait les nouvelles demandes du commandant de bord. De ce fait, il n'a pas assuré entièrement ses nouvelles fonctions de PNF et n'a pas surveillé ou au moins annoncé les valeurs de la vitesse qui allaient en décroissant. Sa proposition de rentrée du train n'a probablement même pas été perçue par le commandant de bord, du fait de sa soudaine surcharge de travail.

### **2.1.3.2 Maintien du taux de montée**

Juste après la rotation, la vitesse verticale calculée à partir des données FDR était comprise entre 1 400 et 1 800 ft par minute. Ceci s'explique par la vitesse initiale de l'avion, soit 160 kt, et l'affichage d'une assiette estimée à environ 18°. Une telle assiette correspond à une montée avec les deux moteurs en fonctionnement nominal. La vitesse de l'avion a diminué progressivement.

Selon les procédures de la compagnie, la montée initiale sur un moteur doit s'effectuer train rentré et en maintenant la vitesse de sécurité V2 jusqu'à l'altitude de sécurité. Or, le train n'a jamais été rentré. Dans les conditions de l'accident (masse, altitude aérodrome et température élevées), les calculs et les simulations effectués montrent qu'il est alors difficile de maintenir un vario positif. L'altitude ayant continué à croître au même taux, il était logique qu'il y ait diminution progressive de la vitesse.

Remarque : la procédure de la compagnie correspond à un taux de montée de l'ordre de cinq cents pieds par minute et à une assiette d'environ douze degrés.

Le commandant de bord a récupéré les commandes en étant en dehors de la boucle de pilotage dans une situation critique. Ceci l'a probablement conduit à se focaliser sur une assiette de l'avion incompatible avec la défaillance d'un moteur. Sa décision de reprendre les commandes ne lui a pas permis d'élaborer et de superviser la stratégie à adopter pour la conduite du vol.

La défaillance du moteur gauche a coïncidé avec la demande du copilote de rentrer le train d'atterrissage et perturbé l'action. Le copilote a de nouveau mentionné la rentrée du train mais, à cet instant, la répartition des tâches était inversée. Il revenait au commandant de bord de demander la rentrée du train. Au final, le train est resté sorti jusqu'à l'impact.

Les performances aérodynamiques de l'avion se sont ensuite rapidement dégradées, notamment en raison de la non-entrée du train qui s'est ajouté au maintien d'une assiette élevée. De plus, il convient de souligner que l'altitude élevée du terrain, la température du jour ainsi qu'une masse au décollage proche de la masse maximale ont également contribué à limiter les performances de l'avion. Lors de la montée initiale, l'assiette importante et le lacet induit par la défaillance du moteur gauche (qui a eu pour effet l'augmentation de la traînée à un instant critique) se sont ajoutés aux éléments précédents.

### **2.1.4 Perte de contrôle de l'avion**

La forte assiette et la diminution de vitesse ont amené l'avion à une situation de décrochage. Environ quatorze secondes après le bruit qui suit la demande de rentrée du train, le vibreur de manche (dispositif qui alerte l'équipage à 7 % de la vitesse de décrochage) a commencé à fonctionner, d'abord de façon intermittente, puis continue, jusqu'à la fin de l'enregistrement. L'alarme vocale synthétique DON'T SINK a indiqué à l'équipage que l'avion s'enfonçait. L'assiette a vraisemblablement été maintenue jusqu'à l'impact avec le sol, comme le montre

l'examen du site. Sur l'épave, le compensateur de profondeur a été retrouvé dans la position prévue pour un décollage normal, ce qui conforte cette hypothèse.

L'examen du site montre que l'arrière de l'avion a heurté le sol en premier dans une situation de décrochage avec une forte assiette. La conservation d'une assiette de montée excessive jusqu'à l'accident peut s'expliquer par une certaine focalisation du commandant de bord sur ce paramètre (« refus » du sol dans un environnement rocheux impropre à un atterrissage d'urgence).

L'arrêt des enregistreurs s'est produit alors que l'avion se trouvait en situation de décrochage. Cet arrêt est lié à une perte de génération électrique. La commission n'a pas pu déterminer l'origine précise de cette perte de génération électrique survenue dans une situation inusuelle, très peu de temps avant l'impact.

## **2.2 Répartition des tâches au sein de l'équipage**

Le scénario ci-dessus fait apparaître un manque de coordination, une absence de contrôle mutuel et une déviation des procédures. Les problèmes rencontrés n'ont pas été formalisés par l'équipage. La prise des commandes par le commandant de bord sans concertation avec le copilote, mettant ce dernier en dehors de la boucle, a eu lieu avant l'identification de la panne. Ce soudain changement a déstabilisé la répartition des tâches et donc le travail en équipage. La gestion de la trajectoire et la stratégie du vol s'en sont trouvées affectées.

## **2.3 Analyse des vols et retour d'expérience**

La réglementation en vigueur n'impose pas aux exploitants une analyse des vols systématique. Celle-ci n'existait pas encore pour le Boeing 737. Ceci peut aider à comprendre le manque de suivi dans la gestion des documents de conversion. Si la validation des paramètres n'avait pas été possible, les paramètres du vol de l'événement, bien qu'enregistrés, auraient pu ne pas être exploitables.

Cette absence d'analyse des vols peut être rapprochée du caractère non systématique et non écrit du retour d'expérience interne. La formalisation par écrit de l'analyse d'un événement permet d'informer tous les intéressés de façon cohérente et homogène ; elle permet aussi d'en garder un souvenir qui ne se déformera pas avec le temps.



## 3 - CONCLUSIONS

### 3.1 Faits établis par l'enquête

- L'avion était certifié, équipé et entretenu conformément à la réglementation en vigueur.
- L'avion était en état de navigabilité. Il n'y avait aucun report d'entretien.
- L'équipage était entraîné et qualifié conformément aux exigences de la compagnie Air Algérie et à la réglementation en vigueur.
- Le copilote était le pilote en fonction, jusqu'à la prise des commandes par le commandant de bord.
- La masse et le centrage de l'avion se trouvaient dans la plage autorisée par le constructeur.
- Le chef de cabine s'est entretenu à diverses reprises avec le commandant de bord lors de la préparation du vol et du roulage.
- Les check-lists avant mise en route et avant décollage n'ont pas été effectuées. Les procédures d'urgences n'ont pas été évoquées.
- La mise en puissance et l'accélération se sont déroulées normalement.
- La rotation a été effectuée à environ 150 kt, soit juste au-dessus de la vitesse prévue.
- Immédiatement après la demande de rentrée de train par le copilote, la turbine HP du moteur gauche a subi une avarie qui a amené une brutale perte de poussée et un départ de l'avion en lacet. La rentrée du train d'atterrissage n'a pas été effectuée, ce qui a augmenté significativement la traînée.
- Des débris du moteur gauche ont été trouvés sur la piste au niveau du point d'envol.
- Il n'y a pas eu de communication entre le commandant de bord et le copilote relative à une urgence (identification de la nature du problème).
- Le commandant de bord a annoncé qu'il prenait les commandes environ huit secondes après la panne. Entre-temps, le départ en lacet de l'avion avait été contrôlé.
- Quatre secondes après, le copilote a appelé la tour de contrôle pour signaler qu'ils avaient un problème.
- Le taux de montée a été maintenu, la vitesse de l'avion a progressivement diminué jusqu'à atteindre la vitesse de décrochage.

- La hauteur maximale atteinte par l'avion a été d'environ quatre cents pieds au-dessus du terrain, approximativement dix secondes avant la fin de l'enregistrement et le vibreur de manche a été entendu à ce moment.
- Approximativement six secondes avant la fin de l'enregistrement, l'alarme sonore DON'T SINK a été entendue.
- Le FDR et le CVR se sont arrêtés avant l'impact, alors que l'avion se trouvait en situation de décrochage.
- L'impact initial de l'avion avec le sol se situe à une distance approximative de 1 645 m du point d'envol, à 12° à gauche de l'axe de la piste.
- Un violent incendie s'est déclaré immédiatement. L'avion a glissé en perdant divers éléments, a heurté et défoncé la barrière de l'aérodrome puis a franchi une route avant de s'immobiliser en feu.
- La tour de contrôle a déclenché l'alarme. Les pompiers de l'aérodrome se sont immédiatement dirigés vers le lieu de l'accident.

### **3.2 Causes probables de l'accident**

L'accident résulte de la perte d'un moteur lors d'une phase critique du vol, de l'absence de rentrée du train après la panne moteur et de la prise des commandes par le commandant de bord, PNF, avant d'avoir entièrement identifié la panne.

Ont probablement contribué à l'accident :

- la préparation sommaire du vol qui n'a pas permis à l'équipage de se mettre dans les conditions d'être à même de faire face à une situation survenue à un moment critique du vol ;
- la coïncidence entre l'occurrence de la panne et la demande de rentrée du train ;
- la rapidité de l'événement qui laissait peu de temps à l'équipage pour récupérer la situation ;
- le maintien d'un taux de montée inadapté, compte tenu de la défaillance d'un moteur ;
- l'absence après la panne de travail en équipage, ce qui s'est traduit par la non détection et la non correction des paramètres de conduite du vol (vitesse, taux de montée, configuration, etc.) ;
- une masse au décollage proche de la masse maximale avec une altitude aérodrome et une température élevées ;
- l'environnement rocheux de l'aérodrome, impropre à un atterrissage d'urgence.

## 4 - RECOMMANDATIONS DE SECURITE

L'accident du 7T-VEZ a mis en évidence des faiblesses dans le domaine de la répartition des tâches, du contrôle mutuel et du transfert des commandes. En conséquence, la commission d'enquête recommande que :

- **Air Algérie, ainsi que les autres exploitants, s'assurent que leur programme de formation complémentaire de type CRM sensibilise effectivement les équipages au strict respect des procédures de transfert et de répartition des tâches.**
- **la Direction de l'Aviation Civile et la Météorologie mette en place un organisme d'inspection d'application des procédures et de conformité de la formation des personnels navigants.**

Considérant que la sécurité des vols ne peut que bénéficier des apports d'un système de retour d'expérience s'appuyant complètement sur les événements survenus en exploitation, la commission d'enquête recommande que :

- **la Direction de l'Aviation Civile et de la Météorologie s'assure que Air Algérie et les autres exploitants mettent en place un programme de sécurité des vols qui associe le retour d'expérience et l'analyse systématique des données de vol.**

Enfin, considérant l'importance d'un dialogue permanent en matière de sécurité avec une structure de retour d'expérience nationale, la commission d'enquête recommande que :

- **le Ministère des Transports établisse une structure permanente d'enquêtes relatives aux incidents et accidents d'aviation civile.**

Le Président de la Commission Nationale d'Enquête



L'INSPECTEUR GÉNÉRAL  
**Ancène AFFANE**

# *Liste des annexes*

## **ANNEXE 1**

Décision n° 283/cab/M du 6 mars 2003

## **ANNEXE 2**

Transcription des radiocommunications

## **ANNEXE 3**

Transcription de l'enregistrement phonique

## **ANNEXE 4**

Courbes FDR

## **ANNEXE 5**

Calculs de performances

## **ANNEXE 6**

Défaillance d'un moteur au décollage

# الجمهورية الجزائرية الديمقراطية الشعبية

وزارة النقل

06 MARS 2003

الجزائر، في

الوزير

رقم: 283 د.و.م.ط.م.أ.ج

## قرار يتضمن تعيين لجنة تحقيق

إن وزير النقل ،

- بمقتضى القانون رقم 06/98 المؤرخ في 03 ربيع الأول الموافق لـ 27 جوان 1998 المحدد للقواعد العامة المتعلقة بالطيران المدني لا سيما المادة رقم 94 ،
- بمقتضى المرسوم رقم 84/63 المؤرخ في 03 مارس 1963 المتضمن إنضمام الجزائر للإتفاقية المتعلقة بالطيران المدني الدولي ،
- بمقتضى المرسوم رقم 165/89 المؤرخ في 29 أوت 1989 المتعلق بصلاحيات وزير النقل ،
- بمقتضى حادث الطائرة من طراز 200 - BOEING 737 المسجلة 7T-VEZ الواقع بتاريخ 06 مارس 2003 ،

## يقرر

**المادة 1 :** قد كونت لجنة تحقيق من أجل تعيين ظروف و أسباب الحادث الواقع بتاريخ 06 مارس 2003 للطائرة من طراز 200 - BOEING 737 المسجلة 7T-VEZ لشركة الخطوط الجوية الجزائرية بتمنراست .

**المادة 2 :** تتكون هذه اللجنة من :

**الرئيس :** السيد عفان أحسن ، مفتش عام بوزارة النقل

**نائب الرئيس :** السيد أوشالة محمد ، نائب مدير الملاحة الجوية

./.

**الأعضاء :- السيد حمو محمد نبيل ، مدير فرع طيران (فريطال)**

- السيد أكرور رشيد ، مدير تقني بشركة الخطوط الجوية الجزائرية
- السيد ألد محمد ، رئيس مكتب السلامة بشركة الخطوط الجوية الجزائرية
- السيد بن حبيلاس أحمد ، مدير مساعد بشركة الخطوط الجوية الجزائرية
- السيد لوراري عبد الوهاب ، من المؤسسة الوطنية للملاحة الجوية
- السيد بمشدة بشير ، من المؤسسة الوطنية للملاحة الجوية
- السيد كريم ياسين ، من مؤسسة تسيير مصالح مطارات الجزائر

**المادة 3 :** يمكن توسيع هذه اللجنة بموجب قرار من طرف مدير الطيران المدني والأرصاد الجوية لكل شخص يختار على حسب كفاءته .


**المادة 4 :** لأداء مهمتها ، للجنة كل الصلاحيات لدى الإدارات و المصالح المعنية للحصول على كل المعلومات اللازمة .

**المادة 5 :** تجتمع اللجنة بدعوة من رئيسها

تحضر اللجنة تقرير مرحلي كل خمسة عشر يوما .

**المادة 6 :** إن المفتش العام و مدير الطيران المدني و الأرصاد الجوية لدى وزارة النقل و المدراء العامون لشركة الخطوط الجوية الجزائرية و المؤسسة الوطنية للملاحة الجوية و مؤسسة تسيير مصالح مطارات الجزائر و مؤسسة فريطال مكلفون بتنفيذ هذا القرار .

وزير النقل  
السيد محمد بن حبيلاس أحمد



# الجمهورية الجزائرية الديمقراطية الشعبية

06 MARS 2003

وزارة النقل

الجزائر، في

الوزير

N°283/CAB.M

## DECISION PORTANT INSTITUTION D'UNE COMMISSION D'ENQUETE

**Le Ministre des Transports,**

- Vu la loi n° 98-06 du 03 Rabie El Aouel 1419 correspondant au 27 juin 1998 fixant les règles générales relatives à l'aviation civile, notamment son article 94,
- Vu le décret n° 63-84 du 05 mars 1963, portant adhésion de la République Algérienne Démocratique et Populaire à la Convention relative à l'Aviation Civile Internationale,
- Vu le décret n° 89-165 du 29 août 1989 relatif aux attributions du Ministre des Transports,
- Vu l'accident de l'aéronef B 737-200 immatriculé 7T-VEZ survenu le 06 mars 2003,

### DECIDE

**Article 1 :** Une commission d'enquête est instituée en vue de déterminer les circonstances et les causes de l'accident survenu le 06 mars 2003 à l'aéronef de type Boeing 737-200 immatriculé 7TVEZ de la Compagnie Air Algérie à Tamanrasset.

**Article 2** : Cette commission est composée de

**Président** : M. AFFANE AHCÈNE, Inspecteur Général, Ministère des Transports,

**Vice-Président** : M. HOUCHALA Mohamed, Sous Directeur de la Navigation Aérienne,

**Membres** :

- M. HAMMOU Mohamed Nabil, Directeur Branche Aéronautique VERITAL,
- M. AKROUR Rachid, Directeur Technique Air Algérie
- M. ALLAD Mohamed, Chef Flight Safety Air Algérie
- M. BENHABYLES Ahmed, Directeur Adjoint des Opérations Air Algérie,
- M. LERARI Abdelouahab, ENNA
- M. BOUMCHEDA Bachir, ENNA
- M. KRIM Yassine, EGSA Alger

**Article 3** : La composition de la commission peut être élargie par décision du Directeur de l'Aviation Civile et de la Météorologie à toute personne choisie en raison de sa compétence.

**Article 4** : Dans l'accomplissement de sa mission, la commission est habilitée auprès des administrations et services concernés pour obtenir communication de tout élément d'information ou d'appréciation jugé utile

**Article 5** : La commission se réunit sur convocation de son président.  
La commission produira un rapport d'étape tous les 15 jours

**Article 6** : L'Inspecteur Général, le Directeur de l'Aviation Civile et de la Météorologie du Ministère des Transports, les Directeurs Généraux d'Air Algérie, ENNA, EGSA Alger et VERITAL sont chargés de l'exécution de la présente décision





### Transcription des radiocommunications

Temps	Tour/avion	Messages
13 h 50 min 26 s	Avion	Tamanrasset rebonjour Air Algérie 6289
13 h 50 min 30 s	Tour	6289 Tamanrasset bonjour
13 h 50 min 33 s	Avion	Oui s'il vous plaît les derniers paramètres merci
13 h 50 min 37 s	Tour	Oui le vent est calme CAVOK température 23° QNH 1020 QFE 965 à vous
13 h 50 min 44 s	Avion	Copié merci je vous rappelle pour mise en route
13 h 52 min 20 s	Tour	6289 Tamanrasset
13 h 52 min 23 s	Avion	Je vous écoute
13 h 52 min 24 s	Tour	Le dernier QNH 1019
13 h 52 min 28 s	Avion	1019 reçu
13 h 56 min 21 s	Avion	Juliet Alpha d'Echo Zoulou
13 h 58 min 37 s	Avion	Juliet Alpha d'Echo Zoulou (Saut de la référence temps)
13 h 58 min 47 s	Avion	Juliet Alpha d'Echo Zoulou
14 h 01 min 37 s (+ 2 min)	Avion	Tamanrasset 6289 mise en route sur Ghardaïa s'il vous plaît (Saut de la référence temps)
14 h 03 min 21 s	Tour	Reçu on vous rappelle
14 h 03 min 23 s	Avion	Reçu
14 h 05 min 01 s	Tour	6289 Tamanrasset
14 h 05 min 03 s	Avion	Je vous écoute
14 h 05 min 04 s	Tour	Mise en route approuvée, rappelez au décollage
14 h 05 min 06 s	Avion	Reçu
14 h 08 min 32 s	Avion	Pour rouler Air Algérie 6289
14 h 08 min 36 s	Tour	6289 Tamanrasset roulez pénétrez remontez piste 02-030 degré force 10 kt

14 h 08 min 43 s	Avion	Bien reçu on roule pour la 02, on remonte reçu 6289
14 h 09 min 33 s	Tour	6289 Tamanrasset
14 h 09 min 36 s	Avion	Oui monsieur je vous écoute
14 h 09 min 38 s	Tour	De la part des opérations de Ghardaïa ils vous demandent le nombre de transitaires
14 h 09 min 42 s	Avion	Confirmez s'il vous plaît
14 h 09 min 44 s	Tour	Oui les opérations de Ghardaïa ils vous demandent le nombre de transits
14 h 09 min 49 s	Avion	Quarante passagers de transit sur Alger
14 h 09 min 52 s	Tour	Reçu
14 h 11 min 24 s	Tour	6289 Tamanrasset de la part d'Alger initialement niveau Deux Huit Zéro destination Ghardaïa Via point TIFOU
14 h 11 min 33 s	Avion	Bien reçu destination Ghardaïa initialement Deux Huit Zéro Via TIFOU Air Algérie 6289
14 h 12 min 30 s	Avion	On est paré 6289
14 h 12 min 31 s	Tour	6289 Tamanrasset autorisé à vous aligner et décoller en piste 02 - 330 en force 12 nœuds
14 h 12 min 55 s	Avion	Bien reçu on s'aligne et on décolle en piste zéro deux Air Algérie 6289
14 h 13 min 36 s	Avion	On décolle 02
14 h 13 min 40 s	Tour	Deux coups porteuse (accusé réception)
14 h 15 min 04 s	Avion	On a un petit problème 6230 ...89

Remarque : les temps enregistrés sur la piste UTC présentent des variations semble-t-il aléatoires. Ils ne peuvent donc représenter une référence absolue.

## Transcription de l'enregistrement phonique

### AVERTISSEMENT

Ce qui suit représente la transcription des éléments qui ont pu être compris au cours de l'exploitation de l'enregistreur phonique (CVR) du Boeing 737-200 immatriculé 7T-VEZ accidenté à Tamanrasset le 6 mars 2003. 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 sélecteur 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 ont été 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	Temps UTC donné par le centre de contrôle
VS	Voix Synthétique
	Communication en direction du Contrôle, du sol ou des PNC par l'interphone
<i>exemple</i>	<i>Les mots ou groupes de mots en italique sont traduits de l'arabe</i>
( )	Les mots ou groupes de mots placés entre parenthèses sont douteux
(*)	Mots ou groupes de mots non compris

## Transcription de l'enregistrement phonique

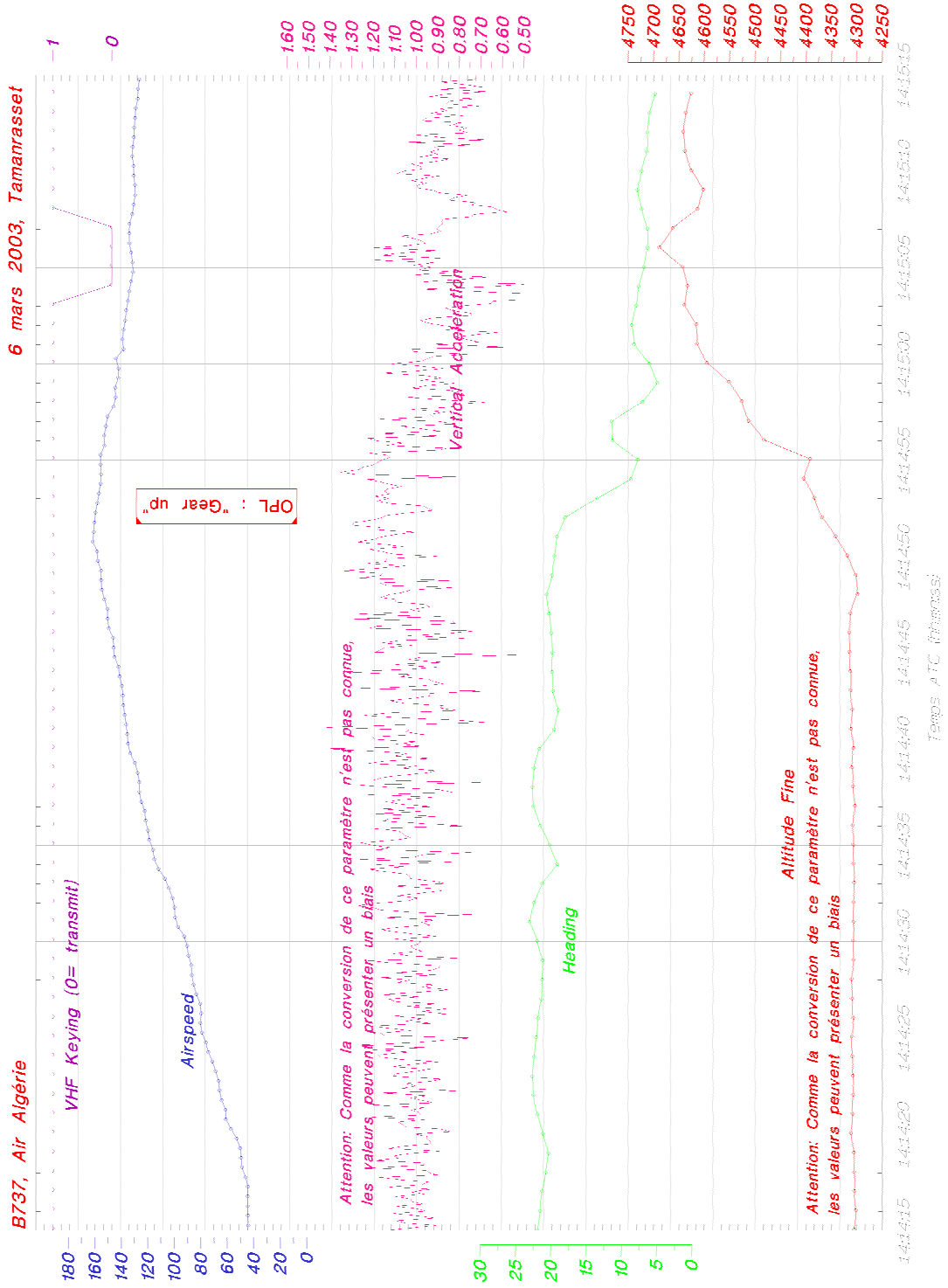
Temps UTC	Commandant de bord	Copilote	Contrôle	Observation, bruit, alarme
14 h 12 min 44 s		<input type="checkbox"/> On est paré soixante-deux quatre-vingt-neuf	Soixante-deux quatre-vingt-neuf Tamarrasset autorisé à vous aligner et décoller en piste zéro deux trois cent trente en force douze noeuds	Début de la transcription
12 min 47 s		<input type="checkbox"/> Bien reçu on s'aligne et on décolle en piste zéro deux	Air Algérie soixante-deux quatre-vingt-neuf	
12 min 53 s		<input type="checkbox"/> On décolle zéro deux		
14 h 13 min 36 s		All set for take off (...)		
13 min 40 s		Autorisé		
13 min 42 s				
13 min 47 s				
13 min 48 s	Autorisé			
13 min 50 s	Flaps one			
13 min 51 s		Flaps one all set		
13 min 52 s	(...)	(...)		Deux coups d'alternat

Temps UTC	Commandant de bord	Copilote	Contrôle	Observation, bruit, alarme
13 min 55 s				Bruit de mise en puissance des moteurs
14 h 14 min 03 s		Stabilized		
14 min 09 s				Bruit en poste
14 min 10 s	<i>Allez laissez le partir</i>			
14 min 14 s	(*)			
14 min 21 s	(allez décollé)			
14 min 23 s				Bruits similaires au roulement et au mouvement d'objets
14 min 29 s		I have		
14 min 30 s	You have ninety one hundred			
14 min 41 s				Bruit métallique en poste
14 min 43 s				Bruit métallique en poste
14 min 45 s				Bruit métallique en poste
14 min 46 s	Vee one			Bruit métallique en poste
14 min 47 s	Rotate			Bruit métallique en poste

Temps UTC	Commandant de bord	Copilote	Contrôle	Observation, bruit, alarme
14 min 48 s				Trois bruits métalliques en poste
14 min 49 s				Deux bruits métalliques en poste
14 min 51 s				
14 min 52 s		Gear up		Bruit sec et sourd juste à la fin de « gear up »
14 min 53 s		Ouh		Parole de longue durée
14 min 54 s				Changement de bruit de fond avec, au milieu, une interférence électrique sur les voies 1,2, 4
14 min 55 s		<i>Bismi allah Bismi allah Bismi allah</i>		
14 min 57 s		<i>Qu'est ce qui se passe</i>		Bruits métalliques en poste
14 min 58 s				Bruit répétitif similaire au mouvement de la roue de trim pendant une seconde
14 h 15 min 00 s	<i>Lâche lâche</i>			
15 min 01 s		<i>J'ai lâché j'ai lâché</i>		
15 min 02 s	<i>Laisse laisse</i>			
15 min 03 s		<i>Gear up ou bien ah</i>		Bruits métalliques en poste

Temps UTC	Commandant de bord	Copilote	Contrôle	Observation, bruit, alarme
15 min 04 s	ah	<input type="checkbox"/> On a un petit problème euh soixante-deux (trente)		
15 min 06 s		<input type="checkbox"/> Quatre-vingt-neuf		Bruit similaire au stick shaker pendant une seconde
15 min 07 s		<i>J'ai lâché j'ai lâché</i>		
15 min 08 s	<i>Lâche enlève ta main</i>	<i>J'ai lâché</i>		Bruit similaire au stick shaker pendant une demi seconde
15 min 09 s	<i>Enlève ta main</i>			
15 min 10 s				(VS) « Don't sink » alarme GPWS suivie d'un bruit similaire au stick shaker jusqu'à la fin de l'enregistrement
15 min 12 s		S'il vous plaît		
15 min 13 s	<i>Enlève ta main</i>	(...)		
15 min 15 s				(VS) « Don't sink »
15 min 16 s				Fin de l'enregistrement

# 7T-VEZ



Created: March 13, 2003

BEA - Departement Technique



# Calcul de performances

## Boeing Submittal of Re-Creation of Air Algerie 737-200 PK631 Registry 7T-VEZ Accident Profile

### Overview

The enclosed preliminary data plots present an estimate of the airplane parameters for the 737-200ADV Air Algerie accident at Tamanrasset, Algeria on March 6, 2003. The airplane had a left engine failure shortly after takeoff and subsequently crashed within the airport boundary. The estimated parameters were derived from the flight data recorder (FDR) and cockpit voice recorder (CVR) information using an optimization analysis approach. This analysis approach achieved good fidelity with the recorded information.



The airspeed decreased on the airplane to the point that a stall condition was encountered. In addition, our analysis of the FDR and CVR data concludes that a significant reduction in thrust on the right engine occurred after the failure of the left engine.

### Discussion

#### Background of Available Data

The PK631 FDR had 6 data parameters recorded: time, altitude, airspeed, magnetic heading, normal load factor, and VHF keying. The load factor signal was found to be inverted and was corrected. The CVR provided the sounds of stick shaker, Ground Proximity Warning System (GPWS) warnings, and a loud bang thought to be from the left engine failure. GPWS on the 737-200ADV uses the indicated altitude to generate the "don't sink" warning.

The factual findings from the wreckage examination support that the flaps remained at the flaps '1' setting and that the gear was down throughout the flight. The factual findings also provided the takeoff weight, center of gravity, takeoff EPR, takeoff speeds, and the reported wind speed and direction. Global Positioning System (GPS) way points of the runway and impact site were used to determine the impact point. The impact marks suggest that the aft body, main gear, and right engine contacted the ground first.

#### Review of Re-creation

The re-creation is presented in Figures 1-3 for the time where the airplane is airborne to the time when the FDR and CVR stop recording. The FDR and CVR cease to record while the airplane is still in the air. The method for calculating this re-creation is described under Analysis Methodology.

On Figure 1, the longitudinal parameters are plotted. The re-creation of the indicated (recorded) altitude provides an excellent match of the FDR trace. The re-creation's calculation of actual altitude is shown as well and it indicates a decreasing altitude after ~100 seconds. The deviation between the indicated altitude and the actual altitude is due to errors in pressure measurements (known as "position error") that can become quite large when the airplane enters a stall. The re-creation also provides a good match of the FDR airspeed. The airspeed decreases after the left engine failure, to the point that a stall condition is reached. Given that the airspeed and altitude are decreasing simultaneously, the airplane had severely degraded performance relative to a "normal" engine-out condition.

The thrust time history for the left engine failure was assumed to be similar to that of a fuel cut. A rapid decline in thrust occurring a half a second before the loud bang heard on the CVR is consistent with the heading change and performance of the airplane. The right engine thrust is the calculated value that is required to achieve the airplane altitude and airspeed. To achieve the accident profile, the right engine thrust had to be significantly decreased. Note that if the left engine was continuing to provide some minimal amount of thrust after the failure, the calculated right engine thrust would have to decrease further to maintain the match of the airplane performance.

The calculated pitch attitude initially achieves an angle of 16-18 degrees which is consistent with an all-engine takeoff but not for a single engine takeoff. The calculated angle-of-attack shows the airplane approaching a stall and recovering at 102 seconds and then entering a full stall around 108 seconds. This is generally consistent with the stick shaker actuation heard on the CVR. The calculated elevator is within the airplane's capability.

On Figure 2, the lateral-directional parameters are plotted. A good match of magnetic heading is achieved. Due to the limited information available, there is not one unique solution for the lateral-directional axis. Two solutions are provided to illustrate the different potential answers for the lateral-directional axis; one allows a very oscillatory behavior and the other one is less oscillatory. However, the uncertainties of the lateral-directional parameters do not have a significant impact on the longitudinal results.



Figure 3 illustrates key parameters plotted versus distance along the runway. When the altitude is extrapolated to the altitude at ground impact (approximately 50 feet above the runway), the re-creation of the accident will impact in close vicinity to the accident impact site. The re-creation will also impact at an airplane attitude consistent with the impact marks from the aft fuselage and gear.

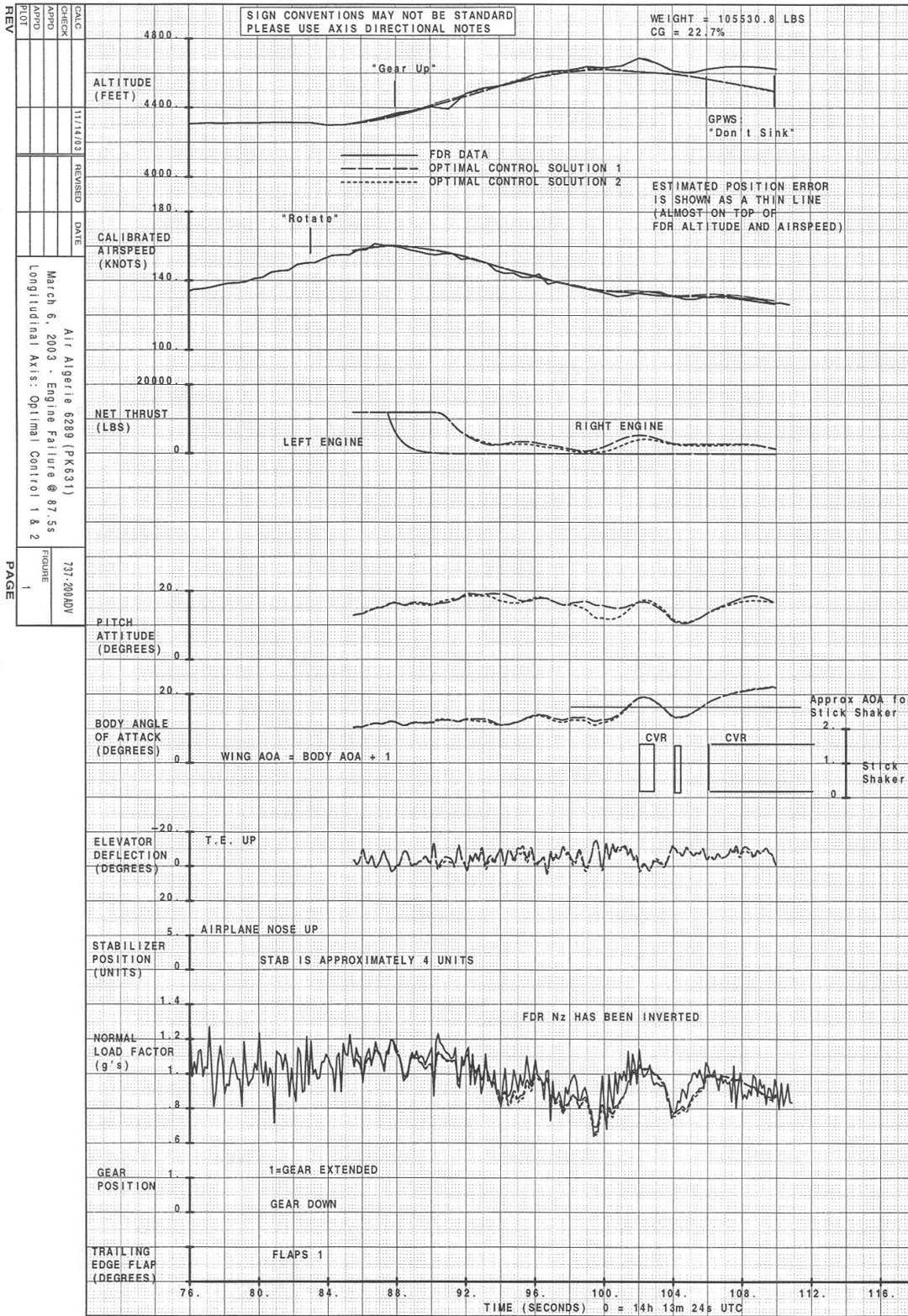
#### Analysis Methodology

The estimated airplane parameters were derived using an optimization analysis approach. The airplane flight dynamics employed in the optimization approach include airplane kinematics, aerodynamics and propulsion as modeled by the 737-200 ADV Boeing engineering simulator. Since the optimization process requires that the 1<sup>st</sup> and 2<sup>nd</sup> derivatives of the dynamic models be continuous, the existing engineering simulator aerodynamic tables were converted to splines. Estimated position errors in pressure altitude and airspeed as functions of angle of attack were also included to correct the recorded altitude and airspeed. Based on information from the cockpit voice recorder (CVR), it was concluded that the left engine failed shortly after liftoff, and an assumed fuel cut thrust profile for this engine was generated using the simulator. In the optimization process, 4 inputs (right engine thrust, elevator, wheel and rudder) were derived to minimize an objective function. This objective function is designed to simultaneously minimize the differences between the recorded 4 FDR parameters and the corresponding parameters from integration of the airplane dynamic equations over the time period of interest. This optimization approach has been verified using a set of simulator data at the FDR sample rates and by driving the simulation to recreate an optimized solution.

#### Conclusion

The re-creation provides a good representation of the FDR data, CVR information, and the impact sites and impact attitude. Note that it takes a significant reduction in airplane performance, provided by the significant reduction of thrust on the right engine (in addition to the left engine failure), to achieve these results. In addition, the airspeed decreased on the airplane to the point that a stall condition was encountered.

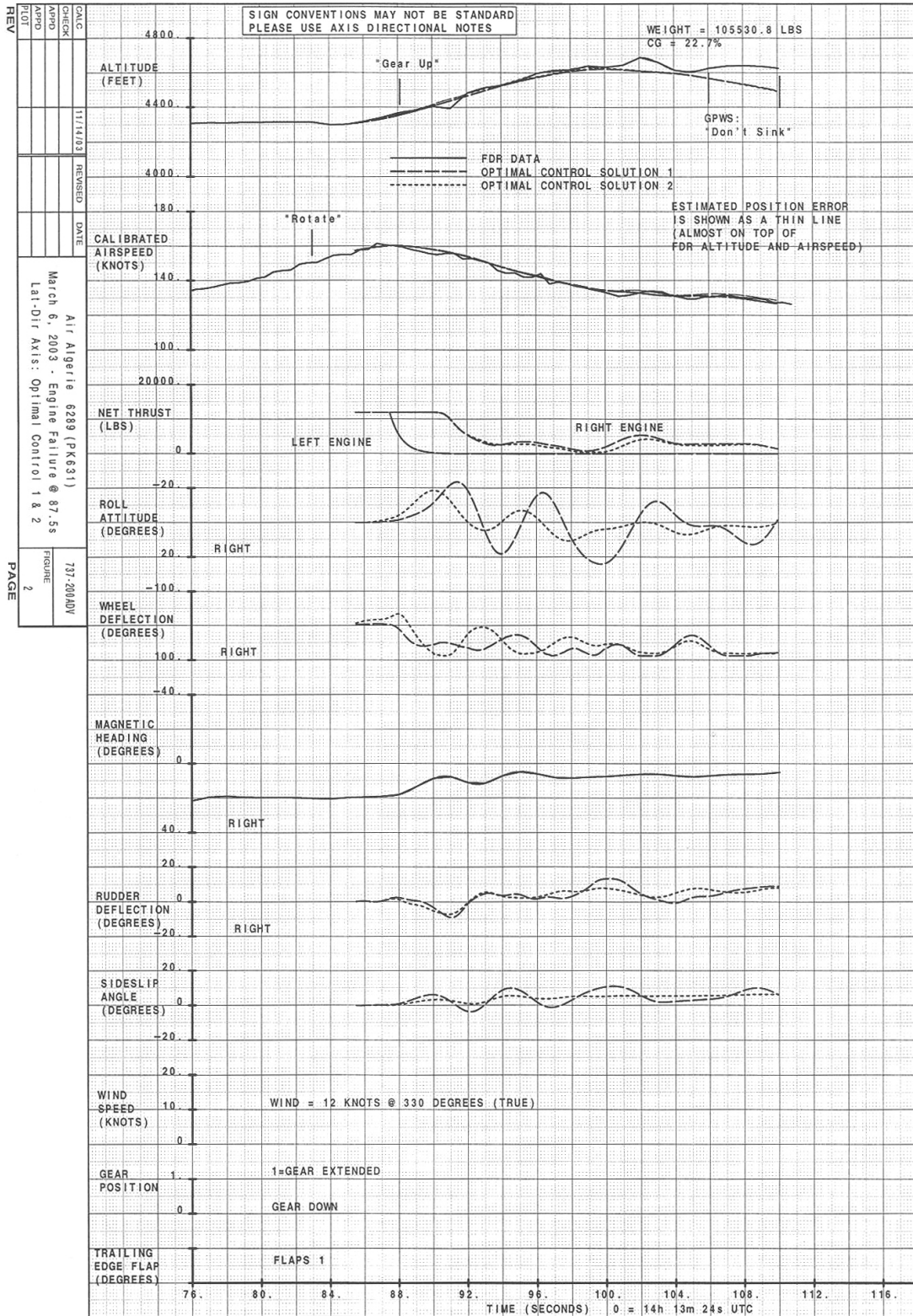
THE BOEING COMPANY

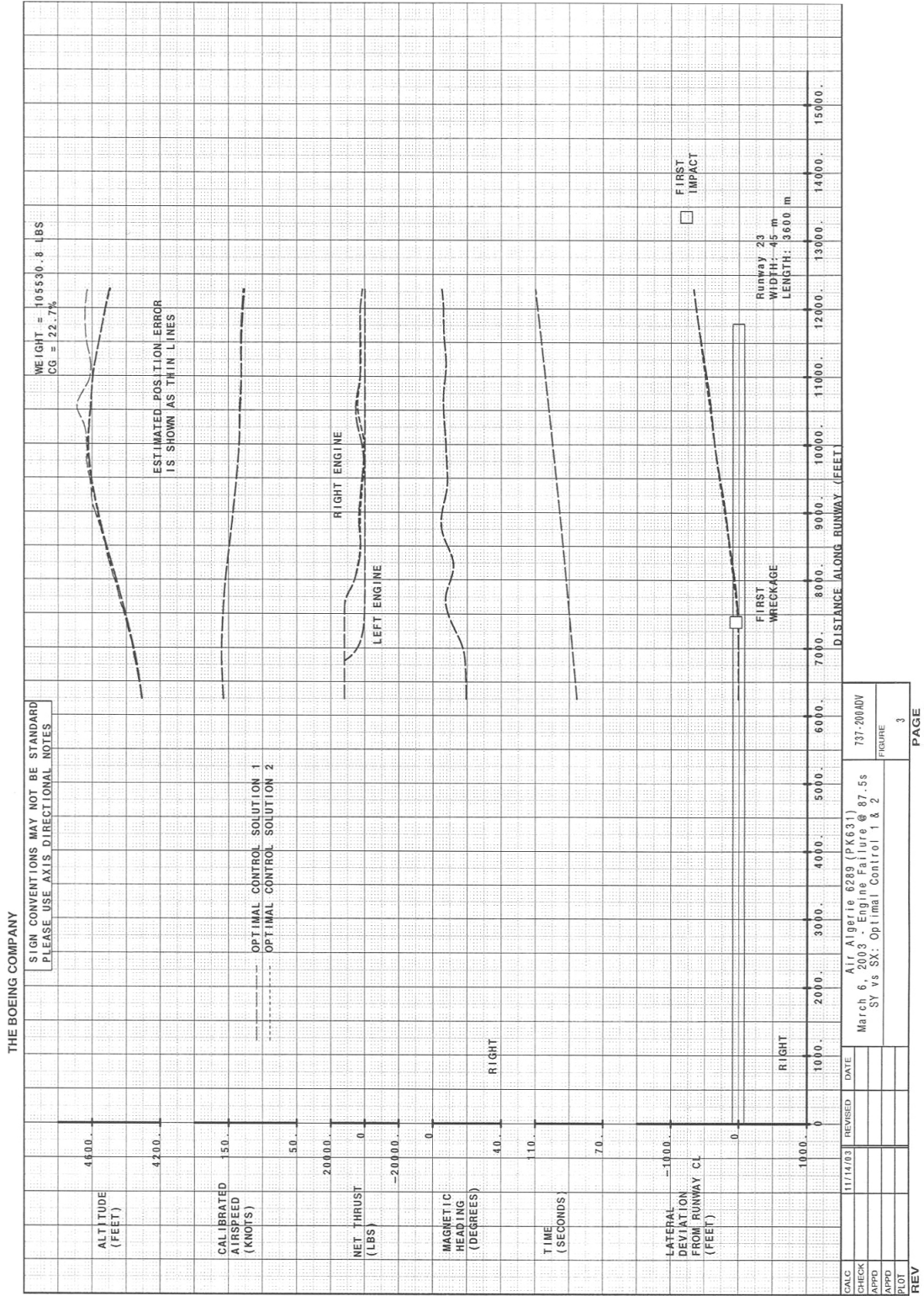


REV	DATE	REVISIONS
1	11/14/03	REVISED
2	March 6, 2003	Engine Failure @ 87.5s Longitudinal Axis: Optimal Control 1 & 2

737-200ADV  
FIGURE 1  
PAGE 1

THE BOEING COMPANY

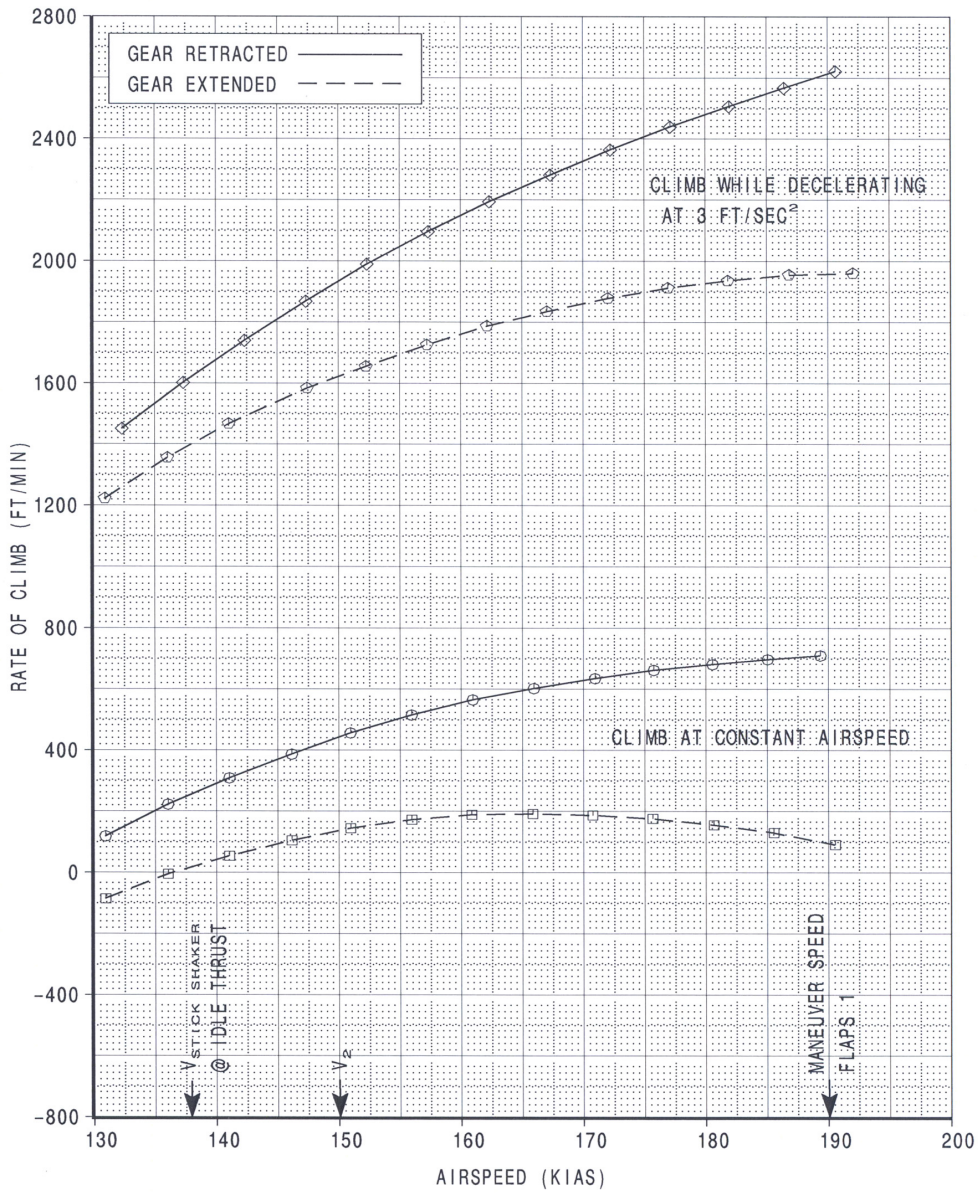




- FLAPS 1
- ONE ENGINE INOPERATIVE
- GW = 107381 LB
- TEMP = ISA+16.5 DEG C (23 C)
- 150 FT ABOVE AIRPORT (4454 FT)

### CLIMB CAPABILITY

AIR ALGERIE  
737-200ADV/JT8D-17



[A]: /project/aero/perf/fs/iss/03/023/climb/incr\_wt/roc\_incr\_wt.esb  
State File: /project/aero/perf/fs/iss/03/023/climb/incr\_wt/clb\_grad\_fixdate.peg

CALC	9Aug04	REVISED	DATE	CLIMB CAPABILITY AIR ALGERIE AT TAMANRASSET TOW = 107381 LB 	737-200ADV JT8D-17
CHECK					
APPD.					
APPD.					PAGE

## Défaillance d'un moteur au décollage

### BOEING 737 FLIGHT CREW TRAINING MANUAL

MANUAL FLIGHT

- (737-200) FLAP 1, 2, 5, 10, 15, OR 25 AND 75,000 LB/34,020 KG TO 128,000 LB/58,060 KG GROSS WEIGHT
- (737-300) FLAP 1, 5, OR 15 AND 95,000 LB/43,082 KG TO 135,000 LB/61,236 KG GROSS WEIGHT
- (737-400) FLAP 5 OR 15 AND 95,000 LB/43,082 KG TO 150,000 LB/68,039 KG GROSS WEIGHT
- BASIC TAKEOFF SPEED SCHEDULE

CONDITION	ROTATION TIMES - SECONDS	
	737-200	737-300/400
ALL ENGINES OPERATING	5 TO 6	6 TO 7
ONE ENGINE INOPERATIVE	6 TO 9	8 TO 12

TABLE 2-2 TAKEOFF ROTATION TIMES VR TO 35 FEET

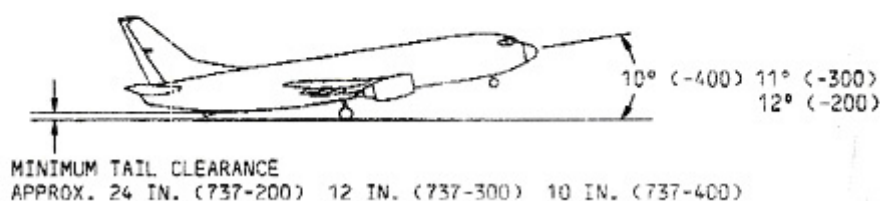


Figure 2-14 LIFTOFF BODY ATTITUDE - ONE ENGINE INOPERATIVE

#### Rotation

If an engine fails between V1 and lift-off, maintain directional control by smoothly applying rudder proportionate with thrust decay to maintain the desired heading or track.

Rotate normally at VR, using the required amount of control column and control wheel if necessary, to hold the wings level.

The rotation should be executed smoothly with one continuous motion. Do not rotate early or rapidly. The rate of rotation should be no faster than for a normal takeoff.

If the engine failure occurs at or after liftoff, apply aileron to momentarily establish wings level. Add rudder to center the control wheel. To center the control wheel, rudder will be required in the direction that the control wheel is displaced. This approximates a minimum drag configuration.

#### Initial Climb

Indicated airspeed and vertical speed are the primary instruments for pitch control after the initial target pitch attitude has been established, consequently, the initial climb attitude should be immediately adjusted to maintain a minimum of V2 and a positive climb. If an engine fails at an airspeed between V2 and V2 + 25, climb at the airspeed at which the failure occurred. If engine failure occurs above V2 + 25, increase pitch attitude in order to reduce airspeed to V2 + 25 and maintain airspeed until flap retraction altitude.

Retract the landing gear after attaining a positive rate of climb. Hold a minimum of V2 and takeoff flap setting to flap retraction altitude.

Obstacle clearance or departure clearance may require a turn shortly after takeoff. Climb performance is slightly reduced while turning but is accounted for in the airport procedure.

AUG 31/89

2-19

**REPUBLIQUE ALGERIENNE  
DEMOCRATIQUE ET POPULAIRE**

**MINISTERE DES TRANSPORTS**

**COMMISSION NATIONALE D'ENQUETE**