

MINISTÈRE DE L'ÉQUIPEMENT, DU LOGEMENT ET DES TRANSPORTS

Rapport Final

**DE LA COMMISSION D'ENQUÊTE
SUR L'ACCIDENT SURVENU LE 18 AVRIL 1991
PRÈS DE L'AÉRODROME DE NUKU HIVA (ÎLES MARQUISES)
A L'AVION DORNIER DO 228 IMMATRICULÉ F-OHAB**

**INSPECTION GÉNÉRALE DE L'AVIATION CIVILE ET DE LA MÉTÉOROLOGIE
BUREAU ENQUÊTES - ACCIDENTS
FRANCE**

Commission d'enquête sur
l'accident survenu le 18 avril 1991
au Dornier 228 F-OHAB
aux Iles Marquises

Paris, le 25 mai 1992

N° 369

Le Président de la Commission d'enquête

à

Monsieur le Ministre de l'Equipement
du Logement et des Transports

Par arrêté du 25 avril 1991, le Ministre de l'équipement, du logement, des transports et de la mer a institué une commission d'enquête à la suite de l'accident survenu le 18 avril 1991 à un avion Dornier 228 de la Compagnie Air Tahiti.

J'ai adressé à votre prédécesseur le 28 mai 1991 le rapport préliminaire de la commission d'enquête accompagné de quatre recommandations de sécurité qui portaient notamment sur les conditions d'exploitation de cet avion par Air Tahiti et sur la formation des équipages.

Ces quatre recommandations, et tout particulièrement la première d'entre elles, constituent un tout avec le rapport final de la commission d'enquête que j'ai l'honneur de vous présenter et devraient donc, à mon sens, recevoir la même publication.

Ce rapport final a été approuvé à l'unanimité et a été signé par chacun des membres de la commission d'enquête. Le plan en est conforme à l'annexe 13 à la convention relative à l'aviation civile internationale.

Conformément à son mandat, la commission d'enquête s'est attachée à mettre en évidence tous les facteurs qui ont pu contribuer à cet accident, qu'ils soient certains, probables ou possibles, qu'ils soient importants ou secondaires, directs ou indirects.

Dans une démarche exclusivement orientée sur l'amélioration de la sécurité du transport aérien, le doute doit profiter à la sécurité. La commission d'enquête n'a donc pas hésité à proposer des recommandations sur des points dont la démonstration rigoureuse n'avait pas toujours pu être apportée, ou qui sont même parfois sans relation avec les causes de l'accident.

J'ajoute enfin que, même si la commission d'enquête s'est informée du mieux possible, sa démarche n'a pas été contradictoire. Le résultat de ses travaux ne peut donc pas être utilisé en l'état à des fins autres que la prévention de futurs accidents.

Le Président de la Commission d'enquête

A handwritten signature in black ink, consisting of a vertical stroke on the left, a curved line on the right, and a horizontal line at the bottom.

A. MONNIER

Commission d'enquête sur
l'accident survenu le 18 avril 1991
au Dornier 228 F-OHAB
aux Iles Marquises

Paris, le 28 mai 1991

Premières recommandations

Au vu des éléments qui lui ont été présentés lors de sa première séance de travail tenue à Paris le 16 mai 1991, la Commission d'enquête juge nécessaire de présenter dès maintenant au Ministre les quatre recommandations suivantes :

Recommandation n°1

Le DO 228 est exploité à Air Tahiti sans qu'il n'y ait de secteur consacré à cet avion ; de plus les pilotes DO228 sont, pour la plupart, biqualfifiés (DO 228 et ATR 42).

Les premiers éléments de l'enquête laissent planer un doute sérieux sur le niveau des connaissances des pilotes sur ce type d'avion, sur leur entraînement et sur leur travail en équipage. En conséquence, la Commission recommande que :

- La Direction Générale de l'Aviation Civile (DGAC) examine sans délai les conditions d'exploitation du DO 228 à Air Tahiti et, qu'en particulier, un complément de formation DO 228 soit dispensé aux pilotes des compagnies Air Tahiti et Air Mooréa.

Recommandation n°2

Dans les cas d'exploitation avec des équipages biqualfifiés, la réglementation ne comporte pas de prescriptions supplémentaires en matière de contrôle du maintien des compétences des équipages. Or, dans le cas d'une exploitation privilégiant fortement un type d'avion (c'était le cas à Air Tahiti), une telle situation peut conduire à la sous qualification de certains membres d'équipage. En conséquence, la Commission recommande que :

- La Direction Générale de l'Aviation Civile, après enquête auprès des compagnies aériennes qui pratiquent la biqualfication dans leur exploitation, évalue la nécessité d'introduction de mesures réglementaires complémentaires dans le domaine du maintien des compétences des équipages et le cas échéant, en détermine les modalités d'application.

Recommandation n°3

L'équipage du F-OHAB a été amené à poser l'appareil en mer. Cette manoeuvre n'a pas été réalisée dans les meilleures conditions, ni du point de vue du pilotage ni du point de vue de la préparation de la cabine. Compte tenu des conditions particulières d'exploitation en Polynésie ou dans des régions analogues, la commission recommande que :

- La Direction Générale de l'Aviation Civile s'assure que les compagnies aériennes qui effectuent du transport public dans un contexte insulaire ont bien prévu les consignes pertinentes en matière d'amerrissage dans leurs manuels d'exploitation déposés et qu'elle leur prescrive l'exécution d'un programme de rafraîchissement des connaissances de leurs équipages sur ce point.

Recommandation n°4

Après la double extinction moteur du F-OHAB, le commandant de bord a gardé les commandes et a demandé à son copilote de rallumer les moteurs. Celui-ci n'y est pas parvenu. Dans l'exploitation d'Air Tahiti, seuls les commandants de bord procèdent au démarrage des moteurs. En conséquence, la commission d'enquête recommande que :

- les copilotes procèdent au démarrage des moteurs lorsqu'ils sont pilotes en fonction ou que soit clairement exprimé dans le manuel d'exploitation que le rallumage moteur en vol est la tâche du commandant de bord.

AVERTISSEMENT

Le présent rapport est un document technique qui reflète le point de vue de la commission d'enquête sur les circonstances dans lesquelles s'est produit l'accident, objet de l'enquête, sur ses causes et sur les enseignements à en tirer.

Conformément à l'Annexe 13 à la Convention relative à l'Aviation Civile Internationale, l'enquête n'a nullement visé à la détermination de fautes et responsabilités. Elle a été conduite sans qu'une procédure contradictoire ait été nécessairement utilisée et avec pour unique objectif la prévention de futurs accidents.

Commission d'enquête sur
l'accident survenu le 18 avril 1991
au Dornier 228 F-OHAB
aux Iles Marquises

Paris, le 19 mai 1992

R A P P O R T

relatif à l'accident survenu
le 18 avril 1991 près de l'aérodrome de Nuku Hiva
à l'avion DORNIER DO 228 immatriculé F-OHAB
exploité par la Compagnie Air Tahiti.

--:--:--

SOMMAIRE

SYNOPSIS

0 - CONSTITUTION DE LA COMMISSION D'ENQUETE ET RESUME DES TRAVAUX

I - RENSEIGNEMENTS DE BASE

1.1	- Déroulement du vol.....	page	7
1.2	- Tués et blessés.....	page	7
1.3	- Dommages à l'aéronef.....	page	8
1.4	- Autres dommages.....	page	8
1.5	- Renseignements sur le personnel.....	page	8
1.6	- Renseignements sur l'avion et sur son exploitation.....	page	11
1.7	- Conditions météorologiques.....	page	17
1.8	- Aides à la navigation aérienne	page	17
1.9	- Télécommunications.....	page	17
1.10	- Renseignements sur l'aérodrome.....	page	17
1.11	- Enregistreurs de bord.....	page	18
1.12	- Renseignements sur l'épave et sur l'impact.....	page	21
1.13	- Renseignements médicaux et pathologiques.....	page	22
1.14	- Incendie.....	page	23
1.15	- Survie.....	page	23
1.16	- Essais et recherches.....	page	25
1.17	- Témoignages.....	page	31

II - ANALYSE

2.1	- Scénario de l'accident.....	page	33
2.2	- Analyse des actions de l'équipage.....	page	36
2.3	- Analyse de la panne du moteur gauche.....	page	39
2.4	- Analyse de l'évacuation.....	page	40
2.5	- Analyse de la mise en ligne du DORNIER 228.....	page	41
2.6	- Analyse de la structure d'Air Tahiti.....	page	43
2.7	- Analyse de la tutelle.....	page	45

III - CONCLUSION

3.1	- Faits établis par l'enquête.....	page	47
3.2	- Causes de l'accident.....	page	47

IV - RECOMMANDATIONS

4.1	- Formation du personnel navigant technique.....	page	48
4.2	- Mise en ligne d'un avion.....	page	50
4.3	- Rapports compagnies administration.....	page	51
4.4	- Organisation de la fonction contrôle technique....	page	53
4.5	- Réglementation d'emploi des personnels navigants techniques.....	page	54
4.6	- Equipement des aérodromes de Polynésie Française..	page	55
4.7	- Communications.....	page	55

SYNOPSIS

Date de l'accident

Jeudi 18 avril 1991
à 11h56 locale(*)

Lieu de l'accident

Nuku Hiva (Iles Marquises)

Nature du vol

Vol régulier
Transport public de passagers

Personnes à bord

2 PNT
19 passagers + 1 bébé

Résumé de l'accident

Lors d'une approche à vue vers l'aérodrome de Nuku-Hiva, la rupture d'un roulement d'entraînement des accessoires entraîne l'extinction du moteur gauche. L'équipage, suite à une confusion, arrête le moteur droit. Après avoir tenté, de deux manières différentes, de se poser sur la piste, il tente un amerrissage. Lors du contact avec l'eau l'avion se rompt.

Conséquences

	Blessures			Matériel	Chargement	Tiers
	Mortelles	Graves	Légères			
Equipage	1	1		Détruit à 100 %	Détruit à 100 %	Nil
Passagers	9	3	8			

(*) Les heures figurant dans ce rapport sont exprimées en heure locale des Iles Marquises, il convient d'y ajouter 11h30 pour obtenir l'heure en service en France Métropolitaine et 09h30 pour obtenir l'heure GMT.

0 - Constitution de la commission d'enquête et résumé des travaux

0.1 - Constitution de la commission d'enquête

Par arrêté du 25 avril 1991, le ministre de l'équipement, du logement, des transports et de la mer a désigné une commission d'enquête comprenant:

MM. Alain Monnier, Ingénieur Général de l'Aviation Civile -
Président

Paul Arslanian, Chef du Bureau Enquêtes Accidents -
Vice-Président

Le professeur Henri Marotte, médecin chef du centre d'essais
en vol de Brétigny

Luc Poty, pilote inspecteur à l'organisme du contrôle en vol

Jacques Bahuau, Ingénieur Général honoraire de l'Aviation
Civile

Alain Delavet, Chef de groupe d'enquêtes (Bureau Enquêtes
Accidents)

Philippe Tumahai, Expert

avec mission d'étudier les circonstances, rechercher les causes et dégager les enseignements de l'accident survenu le 18 avril 1991 à l'avion de type Dornier 228 exploité par la compagnie Air Tahiti, au voisinage de l'île de Nuku Hiva (archipel des Marquises).

En application des dispositions de l'annexe 13 à la convention relative à l'aviation civile internationale, des représentants accrédités, assistés de conseillers techniques, des Etats constructeurs de l'avion (Allemagne) et des moteurs (Etats-Unis) ont été appelés à participer aux travaux d'enquête.

0.2 Résumé des travaux

Le Bureau Enquêtes Accidents a été avisé de l'accident environ une heure après son occurrence. Quatre enquêteurs ont été dépêchés sur place par le premier avion. Ils sont arrivés sur les lieux de l'accident le samedi 20 avril vers 13 heures (heure légale aux îles Marquises).

Le contact a immédiatement été établi avec les autorités judiciaires et est resté permanent tout au long de la mission .

Durant leur séjour, les enquêteurs se sont attachés à récupérer, préserver et acheminer l'enregistreur de bord. Ils ont

également procédé à la récupération et à l'examen approfondi de l'épave. Ils ont été aidés dans cette tâche par l'expert technique représentant du motoriste. Suite à cet examen, ils ont récupéré et préservé de la corrosion, autant que possible, les pièces importantes à expertiser. Ils ont ensuite procédé à l'acheminement de ces pièces vers les lieux d'expertise. Enfin, ils ont rencontré le plus possible de témoins de l'accident. La mission s'est terminée le 27 avril.

La commission d'enquête a été nommée le 25 avril 1991. Son président s'est rendu en Polynésie du 3 au 7 mai 1991. La première réunion de la commission s'est tenue le 16 mai 1991.

Le rapport préliminaire et les premières recommandations ont été remis au ministre le 28 mai 1991.

Une réunion d'avancement des travaux s'est tenue le 7 juin 1991.

Les 26 et 27 Juin 1991, des essais en vol ont été réalisés en Allemagne chez Dornier. La commission d'enquête a examiné les résultats de ces essais dans sa réunion du 12 juillet 1991.

Le 17 septembre 1991, s'est tenue une réunion d'avancement des travaux.

Le 17 octobre 1991 une réunion a eu lieu à Paris avec les constructeurs et les représentants accrédités afin de conclure sur les essais en vol et les calculs de performances de l'avion.

La commission d'enquête a entendu les 24 et 25 octobre 1991 le commandant de bord, le président directeur général d'Air Tahiti, le chef du service de la formation aéronautique et du contrôle technique (SFACT), le chef de l'organisme du contrôle en vol (OCV) et le directeur du service d'Etat de l'aviation civile en Polynésie Française (SEAC). Chacun d'entre eux était accompagné d'un certain nombre d'experts.

Un projet de rapport a été examiné par la commission dans sa réunion du 23 janvier 1992. Ce projet a été adressé pour commentaires au commandant de bord, à Air Tahiti, aux représentants accrédités et à leurs experts techniques, au SFACT, à l'OCV, au SEAC et à la DNA. Les commentaires sont parvenus à la commission pour le 6 avril 1992. Ces commentaires ont été examinés par la commission dans sa réunion du 16 avril 1992.

En conclusion de cette séance de travail, la commission d'enquête a décidé de modifier le projet sur un certain nombre de points et a adopté son rapport final lors de sa réunion du 19 mai 1992.

I - Renseignements de base

1.1 - Déroulement du vol

Le 18 avril 1991 le Dornier 228-212 immatriculé F-OHAB exploité par la compagnie Air Tahiti décolle de l'île de Hiva Oa vers 11h10 à destination de l'aérodrome de Nuku Hiva avec 22 personnes à bord (19 passagers, 1 bébé et 2 pilotes).

Le vol se déroule normalement jusqu'aux abords de l'île de Nuku Hiva. Le premier contact radio en HF (5680 Khz) a lieu alors que l'avion se trouve encore dans le sud de l'île. L'agent en fonction à la tour de l'aérodrome de Nuku Hiva communique alors à l'équipage les paramètres météorologiques, lui indique la piste 06 en service et lui demande de rappeler travers UK, balise de l'île de Ua Huka.

Ce contact a lieu à 11h43; l'agent en fonction à la tour demande de rappeler vent arrière sur 118.3 MHz. L'équipage ne fait alors état d'aucun problème à bord. Le premier contact VHF qui doit normalement avoir lieu par le travers de la côte est de l'île n'a pas lieu.

A 11h56, l'agent en fonction à la tour entend l'équipage du F-OHAB annoncer : "Je me pose en 24". Après avoir consulté l'indicateur de vent il répond : "C'est la piste 06 en service, vent du 060°/18 à 24 noeuds" puis voit l'appareil se présenter à une altitude qu'il estime à 700 pieds environ et à 400 mètres de l'entrée de piste 24, les deux hélices arrêtées.

L'appareil s'écarte alors légèrement vers la mer sur une trajectoire qui correspond approximativement à celle de la branche vent arrière.

A la mi-piste, l'appareil amorce un virage serré vers la gauche en perdant très vite de l'altitude. Alors que la hauteur de l'avion, estimée par le contrôleur, n'est plus que de 50 mètres environ par rapport au niveau de l'aérodrome, le virage est renversé vers la droite et l'avion se dirige vers la mer, disparaissant à la vue des témoins derrière les falaises. L'appareil prend contact très durement avec l'eau, vent arrière et perpendiculairement à la houle. La partie avant du fuselage se brise à hauteur du bord d'attaque de l'aile.

1.2 - Tués et blessés

Blessures	Equipage	Passagers
Mortelles	1	9
Graves	1	3
Légères		8

1.3 - Dommmages à l'aéronef

L'aéronef est entièrement détruit.

1.4 - Autres dommages

La cargaison est entièrement détruite.

1.5 - Renseignements sur le personnel

L'équipage du DO 228 F-OHAB était constitué de deux pilotes, conformément à la réglementation applicable dans le mode d'exploitation retenu par Air Tahiti pour cet avion.

1.5.1 - Généralité

1.5.1.1 - Commandant de bord

- Homme, 38 ans ;
- Brevet de Pilote Professionnel n°7875 délivré le 15 mai 1979, licence correspondante validée jusqu'au 29 février 1992;
- Première qualification bimoteur obtenue le 21 mai 1979 sur BE55;
- Qualification IFR bimoteur obtenue le 19 juin 1979;
- EP/CTA numéro 1036/90 obtenue le 11 juin 1990 sur ATR 42;
- Qualifications de type obtenues :
 - . BE55
 - . Fokker F27 le 20 septembre 1979 au sein d'Air Tahiti
 - . DHC 6 le 22 octobre 1980 au sein d'Air Tahiti
 - . BN2A le 16 février 1982 au sein d'Air Tahiti
 - . ATR 42 le 7 mai 1987 au sein d'Air Tahiti
 - . DO 228 le 3 décembre 1990 au sein d'Air Tahiti
- Expérience aéronautique :
 - . Heures de vol au total : 8115h dont 112 sur DO 228
 - . dans les 90 derniers jours : 164h dont 52 sur DO 228
 - . dans les 30 derniers jours : 73h dont 38 sur DO 228
 - . dans les 24 dernières heures : 6h30, toutes sur DO 228

Employé à la compagnie Air Tahiti depuis le 6 août 1979, il y a exercé des fonctions de commandant de bord depuis novembre 1980 sur BN2A (164 heures), DHC 6 (1391 heures) et DO 228 (109 heures).

Il exerçait au sein de cette compagnie les fonctions de commandant de bord sur DO 228 et de copilote sur ATR 42.

1.5.1.2 - Copilote

- Homme, 42 ans ;
- Brevet de Pilote professionnel n°9719 délivré le 21 juillet 1983, licence correspondante validée jusqu'au 31 juillet 1991 ;
- Première qualification bimoteur obtenue le 28 octobre 1983 sur PA 23 ;
- Qualification IFR monomoteur du 19 septembre 1985 ;
- Extension IFR bimoteur du 14 octobre 1986 ;
- Qualifications de type obtenues :
 - . PA 23
 - . BN2A le 26 mai 1987 au sein d'Air Mooréa
 - . DHC 6 le 19 novembre 1987 au sein d'Air Mooréa
 - . ATR 42 le 26 juin 1989 au sein d'Air Tahiti
 - . DO 228 le 8 décembre 1990 au sein d'Air Tahiti
- Expérience aéronautique :
 - . Heures de vol au total : 4766h dont 95h sur DO 228
 - . dans les 90 derniers jours : 174h dont 54 sur DO 228
 - . dans les 30 derniers jours : 65h dont 20 sur DO 228
 - . dans les dernières 24 heures: 6h30, toutes sur DO 228

Employé à la compagnie Air Tahiti depuis le 25 mai 1989, ce copilote était précédemment employé par la compagnie Air Mooréa où il exerçait sur BN2A puis DHC6 comme seul pilote à bord. Avant d'exercer la profession de pilote, il exerçait celle de mécanicien avion.

Il exerçait au sein d'Air Tahiti les fonctions de copilote sur DO 228 et ATR 42.

1.5.2 - Maintien et contrôles des compétences

1.5.2.1 - Le commandant de bord

L'examen du dossier professionnel du commandant de bord montre que les contrôles hors ligne prescrits par la réglementation ont été effectués normalement. Par ailleurs, en ce qui concerne les contrôles en ligne réglementaires, il n'a pas été trouvé trace, dans le dossier, de contrôle en ligne sur ATR 42 après le contrôle en ligne effectué le 21 janvier 1989. Il n'a pas été non plus trouvé dans le dossier de l'intéressé de mention de stage de recyclage. La commission d'enquête a toutefois noté que le commandant de bord avait préparé et réussi sur ATR 42 l'épreuve pratique du certificat de transport aérien d'avril à juin 1990.

1.5.2.2 - Le copilote

L'examen du dossier professionnel du copilote ne révèle pas d'anomalie en ce qui concerne les contrôles en ligne et hors

ligne pratiqués sur ATR 42 (périodicité et résultats). Il n'a toutefois pas bénéficié de stage de recyclage machine sur cet avion en 1990.

1.5.3 - Etude des qualifications DO 228 de l'équipage

1.5.3.1 - Stage théorique DO 228 du commandant de bord

L'étude du dossier du commandant de bord a permis de constater que :

a) le résultat obtenu (78%) était inférieur au minimum requis par la compagnie (80%),

b) la partie "Procédures" (procédures d'urgence à connaître par coeur) avait été particulièrement faible,

c) il n'y avait pas trace de complément de formation théorique sur ce point,

d) bien que le résultat minimum requis n'ait pas été atteint, aucune trace d'une seconde présentation à cet examen théorique n'a été trouvée.

1.5.3.2 - Vols de qualification DO 228 du commandant de bord

Le programme des vols hors ligne a bien comporté les cinq séances prévues. Il a été toutefois constaté que les fiches de progression ne comportaient pratiquement aucune observation sur le comportement du commandant de bord pendant les différents exercices effectués au cours de ces séances. De plus, la dernière fiche de progression qui correspond au vol de qualification ne comporte aucune mention d'exercice de coupure moteur en croisière et de rallumage en vol.

1.5.3.3 - Vols d'adaptation en ligne DO 228 du commandant de bord

Le programme d'adaptation en ligne a comporté 17h30 de vol et a donc été conforme en volume au programme prévu. Là encore, la fiche de contrôle ne comporte aucune observation sur les performances du commandant de bord au cours des différentes phases des vols.

La commission d'enquête a également noté que ces vols d'adaptation en ligne n'avaient très probablement pas comporté de contrôle sur le partage des tâches en situation d'urgence, ayant été effectués pour la plupart d'entre eux avec des passagers à bord.

Elle a relevé en outre que le manuel d'exploitation et les check listes disponibles en 1990 étaient des recopies de la documentation Dornier et donc rédigées pour un pilote seul à bord. Ils n'étaient donc pas adaptés pour une bonne formation sur le travail en équipage, notamment en situation d'urgence. Enfin la commission a noté que cette formation et ce contrôle spécifique ne pouvaient pas non plus avoir été effectués au simulateur, cet équipement n'existant pas pour le DO 228.

1.5.3.4 - Stage théorique DO 228 du copilote

L'étude du dossier du copilote montre que son résultat à l'examen théorique (94%) a été largement supérieur au minimum requis.

1.5.3.5 - Vols de qualification et adaptation en ligne DO 228 du copilote

Les fiches d'instruction sont très pauvres quant aux renseignements sur la progression; seule une appréciation globale positive est notée lors du vol numéro 5 donnant lieu à la délivrance de la qualification de type DO 228 le 8 décembre 1990.

1.6 - Renseignements sur l'avion et sur son exploitation

1.6.1 - Air Tahiti

Air Polynésie, ancienne filiale de la compagnie UTA créée en 1958, a changé de raison sociale en janvier 1987. Elle est alors devenue la société Air Tahiti après qu'UTA ait revendu la majorité de ses parts tout en restant actionnaire minoritaire.

Cette restructuration de la société a marqué l'entrée dans son capital du Territoire et des agents économiques locaux. D'un montant de 600 millions de FCP (33 MF), ce capital social est actuellement réparti entre le Territoire (19%), le personnel d'Air Tahiti (16%), divers organismes bancaires et de développement (24%), UTA (7%) et divers (34%).

Par arrêté du 28 février 1986, le gouvernement de la Polynésie Française a autorisé la société Air Tahiti à effectuer, pour une durée de quinze ans, des transports à la demande de passagers et de fret à l'intérieur du Territoire de la Polynésie française. En outre, la société exploite des lignes régulières en Polynésie française, en application de la convention 86174 signée le 10 février 1986 avec le gouvernement du Territoire.

Air Tahiti est dirigée par un président directeur général. Sa direction générale comprend un directeur général, cinq directions (administrative et financière, commerciale, opérations, technique, escale internationale) et deux services fonctionnels (personnel et informatique).

La direction des opérations comprend : le service de l'exploitation (programme et régulation des vols, exploitation/opérations), le service du personnel navigant (encadrement, formation, contrôle), l'escale de FAAA (principale escale d'Air Tahiti) et les services fret et commissariat. Les autres escales sont, soit dotées d'un personnel à statut Air Tahiti pour les plus importantes, soit sous-traitées à des prestataires de service locaux pour les destinations moins fréquemment desservies.

Air Tahiti exploitait en avril 1991 quatre avions de type ATR 42 (46 places) et un Dornier 228 (19 places). Elle employait environ 550 personnes (dont environ 230 pour l'escale internationale), dont 28 personnels navigants techniques et 12 personnels

navigants commerciaux. L'activité de transport aérien de la société est composée, d'une part de la desserte régulière du réseau interinsulaire dans le cadre de la convention du 10 février 1986, d'autre part de transport aérien à la demande en Polynésie française et dans le Pacifique.

1.6.2 - Mise en ligne du DORNIER 228

Le principe de l'acquisition d'un Dornier 228 par Air Tahiti, en remplacement d'un Twin-Otter 300 acquis en 1976, a fait l'objet d'une communication en conseil des ministres du gouvernement du Territoire de la Polynésie Française le 18 janvier 1990. A la suite de la décision de principe favorable du gouvernement du Territoire, le conseil d'administration d'Air Tahiti a autorisé le 1er mars 1990 la direction générale à procéder à l'acquisition de cet avion.

La démarche technique qui a été alors parcourue par Air Tahiti avec le constructeur Dornier et avec le service d'Etat de l'aviation civile a porté pour l'essentiel sur les problèmes d'utilisation du DO 228 sur piste en corail et sur les performances du DO 228 sur pistes courtes (nombreux échanges de correspondances de juillet à octobre 1990).

La commission d'enquête a constaté que le manuel d'exploitation qui devait être déposé par la compagnie avant la mise en service de l'avion et dont le dépôt devait être attesté par le service d'état (§ 4.3.1 et 4.1.3. de l'arrêté du 5 novembre 1987 relatif aux conditions d'utilisation des avions exploités par une entreprise de transport aérien) a été en fait déposé la veille du premier vol commercial et présentait des lacunes sérieuses dans des sections importantes au plan de la sécurité.

Les premiers vols ont donc été exécutés dans des conditions confuses en ce qui concerne l'état exact du manuel d'exploitation. La commission a relevé à cet égard les nombreuses correspondances qui ont été échangées entre Air Tahiti et le service d'Etat de l'aviation civile du 30 octobre au 22 novembre 1990 à ce sujet. De ces correspondances, des documents qu'elle a examinés et des déclarations des parties qu'elle a entendues, la commission a tiré la conviction suivante en ce qui concerne les faits :

- le manuel d'exploitation DO 228 d'Air Tahiti n'a très probablement pas comporté du 30 octobre 1990 au 21 janvier 1991 de sections 8.2 et 8.3, sections qui, dans la partie 2 "Utilisation" de ce manuel, traitent respectivement de la répartition des tâches en procédures d'urgence et des check-lists compagnie.

- le manuel d'exploitation DO 228 d'Air Tahiti en service le jour de l'accident avait été complété en ce qui concerne ces sections 8.2 et 8.3. Les check-lists (8.3) ne comportaient toutefois pas d'indication de répartition des tâches dans les trois cas d'urgence "feu moteur en vol", "arrêt moteur de précaution" et "moteur-défaillance en vol". Quant à la partie 8.2, elle ne comportait de description de la répartition des tâches pour ces mêmes cas que sous la rubrique "feu moteur en vol ou détériorations mécaniques graves".

La commission a également relevé que l'entreprise avait suivi une procédure réglementaire incorrecte en ce qui concerne le dépôt du programme de qualification de type DO 228 (programme implicitement approuvé par décision 34798 SFACT du 15 octobre 1990). Elle a enfin noté que l'autorisation réglementaire d'exploitation en équipage à deux n'avait été demandée et obtenue que le 20 mars 1991.

1.6.3 - La tutelle d'Air Tahiti

Il faut tout d'abord noter qu'en Polynésie Française les autorisations de transport aérien et les programmes généraux d'équipement des compagnies aériennes sont traités d'une façon tout à fait spécifique en ce qui concerne le transport aérien interinsulaire.

En métropole, la demande de l'entreprise est en général présentée au Conseil supérieur de l'aviation marchande (CSAM). Elle donne lieu à un rapport technique préparé par la Direction Régionale de l'Aviation Civile et présenté par le Service de la Formation Aéronautique et du Contrôle Technique et fait ensuite l'objet, après avis du CSAM, d'une décision du Ministre chargé de l'Aviation Civile. Le Service des Transports Aériens notifie alors la décision du Ministre à l'entreprise. La Direction Régionale de l'Aviation Civile lui précise par écrit les réserves techniques à lever et le début d'exploitation n'intervient que lorsque ces réserves ont été effectivement levées.

En Polynésie Française, la demande de l'entreprise de transport aérien est instruite par le service territorial de l'aviation civile et donne lieu à une décision du Gouvernement du Territoire. Aucune enquête technique préalable à cette décision, et faisant apparaître les réserves techniques à lever, n'est demandée par le Gouvernement du Territoire au service d'Etat de l'aviation civile. L'autorisation de principe ayant été donnée à l'entreprise de transport aérien par le gouvernement du Territoire, l'entreprise de transport aérien et le service d'Etat de l'aviation civile tiennent une succession de séances de travail pour identifier les éventuels points techniques à clarifier avant la mise en ligne de l'avion, étudier les conditions réglementaires à remplir et les démarches à accomplir par l'entreprise, contrôler l'avancement du travail et mettre en évidence les conditions non satisfaites par rapport à la date objectif de début d'exploitation. Le service d'Etat de l'aviation civile ne notifie pas au préalable et de façon officielle à l'entreprise la liste des réserves techniques à lever avant la mise en exploitation commerciale de l'avion. Les séances de travail conjointes visées ci-dessus ne donnent, semble-t-il, pas lieu à compte rendu.

L'Etat exerce toutes les compétences de tutelle technique de la compagnie en ce qui concerne la réglementation applicable en matière d'utilisation et de maintenance des aéronefs et en matière de conditions d'emploi des personnels navigants. La réglementation qui s'y rapporte est définie par l'arrêté du 29 juillet 1987 relatif aux brevets, licences et qualifications des navigants professionnels de l'aéronautique civile, et l'arrêté du 5 novembre 1987 régissant les conditions d'utilisation des avions exploités par une entreprise de transport aérien.

Cette tutelle se concrétise par des interventions, à l'initiative, soit de la compagnie (sollicitation d'autorisations, d'approbations ou d'agrément), soit de l'autorité administrative (contrôles, inspections). En vue d'exposer et d'analyser les faits mis en lumière lors de l'exercice de la tutelle, il convient de préciser brièvement le rôle des services et organismes concernés.

L'organisation de l'administration centrale de la Direction Générale de l'Aviation Civile et la répartition des attributions entre ses directions et services ont été fixées par le décret 76284 du 30 mars 1976 et par l'arrêté du ministre des transports du 26 octobre 1978.

L'article 8 de cet arrêté donne au Service de la Formation Aéronautique et du Contrôle Technique (SFACT), les compétences les plus larges en matière de certification, d'entretien et d'utilisation des aéronefs et en matière de méthodes et de programmes de formation des personnels navigants de l'aviation civile et de règles techniques d'emploi des personnels navigants professionnels.

L'article 23 de ce même arrêté présente l'Organisme du Contrôle en Vol (OCV) comme une structure spécialisée de conseil, rattachée directement au Directeur Général et non dotée de compétences propres. L'OCV participe ainsi à tout un ensemble de missions mais ne dispose d'aucune délégation de signature (voir décret du 12 février 1991 portant délégation de signature).

Les compétences dévolues dans le domaine du contrôle technique aux services régionaux de l'aviation civile, ou aux services équivalents outre-mer, n'ont été fixées qu'en termes tout à fait généraux par l'instruction 5495 DTA/J du 17 octobre 1961.

Divers services de l'administration se répartissent donc les compétences en matière de tutelle technique des entreprises de transport aérien. Ils sont composés de services centraux et d'un service local de la Direction Générale de l'Aviation Civile.

Les services centraux sont :

- d'une part le Service de la Formation Aéronautique et du Contrôle Technique (SFACT) seul détenteur d'une délégation de signature du Ministre dans ce domaine.

- d'autre part l'Organisme du Contrôle en Vol (OCV) composé de navigants professionnels et chargé de conseiller le Directeur Général de l'Aviation Civile sur toutes questions touchant la formation et les conditions d'emploi du personnel navigant.

Le service local est le Service d'Etat de l'Aviation Civile (SEAC) qui est placé sous l'autorité du Haut Commissaire en Polynésie Française, délégué du gouvernement de la République. Au sein de ce service, c'est la division des transports aériens qui suit toutes les questions de contrôle technique concernant les entreprises de transport aérien.

Cette division est composée d'un ingénieur des études et de l'exploitation de l'aviation civile, d'un pilote inspecteur du

SFACT qui ne s'occupe que des questions d'aviation légère, et de quatre techniciens de l'aviation Civile. En outre, un ingénieur des études et de l'exploitation de l'aviation civile y est affecté pendant la durée de son service national.

La pluralité des services d'Etat exerçant la tutelle pose la question, pour la compagnie, des domaines de compétence de chacun d'eux. Les solutions retenues quant à la répartition des compétences sont illustrées par les exemples suivants:

- Le contrôle technique direct est assuré par le SEAC.
- Les programmes d'entraînement sont approuvés par le directeur du SEAC après consultation de l'OCV.
- C'est auprès du SEAC que sont déposés les méthodes de contrôle des navigants et les manuels d'exploitation.
- Les instructeurs et contrôleurs navigants de la compagnie doivent recevoir l'agrément du SFACT après avis de l'OCV.
- Les programmes de qualification de type sont approuvés par le SFACT après avis de l'OCV.
- La qualification de type est délivrée par le SFACT sur proposition d'un instructeur agréé.

En résumé, la tutelle technique au jour le jour est assurée par le service d'Etat de l'Aviation Civile qui, le cas échéant, saisit le service d'administration centrale compétent. Ces services d'administration centrale (SFACT et OCV) procèdent quant à eux à intervalle régulier à une inspection de l'entreprise dans l'ensemble des domaines couverts par le contrôle technique (opérations aériennes, entretien du matériel et personnel navigant).

Les dernières inspections SFACT/OCV ont eu lieu en mai-juin 1988 et mars 1991. La première de ces inspections a préconisé la nomination d'un directeur des opérations et relevé une insuffisance des effectifs du service de l'exploitation (retards dans la rédaction du manuel d'exploitation ATR 42). La deuxième a constaté que la structure du service du personnel navigant ne lui permettait pas de faire face aux tâches qui lui étaient dévolues (insuffisances relevées notamment dans le domaine du programme de maintien des compétences des personnels navigants techniques).

1.6.4 - Renseignements sur le F-OHAB

1.6.4.1 - Cellule

- Constructeur : DORNIER DEUTSCHE AEROSPACE
- Type : D0 228-212
- Numéro de série : 8196
- 1ère certification de type du 17 novembre 1989
- Certification française de type du 15 juin 1990

- Certificat de navigabilité individuel : 25798 délivré le 8 octobre 1990
- Certificat d'immatriculation : B 21558 du 8 octobre 1990

Au jour de l'accident l'appareil totalisait 634 heures de vol depuis fabrication.

1.6.4.2 - Moteurs

- Constructeur : GARRETT
- Type : TPE 331 5 A 252 D
- Numéro de série : gauche droit
 P 64046 P 64066
- Temps de fonctionnement : 640 h 640 h
 au moment de l'accident

1.6.4.3 - Hélices

- Constructeur : HARTZELL
- Numéro de série : gauche droit
 CD-2144 CD-2145
- Temps de fonctionnement : identiques à ceux des moteurs.

1.6.4.4 - Equipements

L'examen de l'équipement de l'avion n'a pas mis en évidence d'écart par rapport aux règlements applicables aux avions exploités en transport public.

1.6.4.5 - Entretien

L'appareil n'avait effectué que 634 heures de vol depuis sa mise en service.

Son entretien était assuré par la Compagnie Air Tahiti.

L'examen de la documentation avion n'a pas mis en évidence de panne répétitive.

Les moteurs de l'avion étaient soumis au programme d'analyse spectrographique de l'huile. Ce programme permet de rechercher, toutes les 100 heures, la présence d'éléments de métaux afin de détecter une éventuelle détérioration de certaines parties du moteur.

Cette surveillance n'est pas obligatoire au titre de la navigabilité, par contre elle est obligatoire contractuellement pendant la période de garantie des moteurs. Après la période de garantie, la quasi-totalité des transporteurs aériens ainsi que la grande majorité des utilisateurs privés continuent à suivre ce programme .

Tous les examens d'huile des moteurs du F-OHAB, y compris le dernier effectué à 550 heures de fonctionnement moteur, se sont révélés tout à fait satisfaisants.

1.6.4.6 - Masse et centrage

Le dossier de vol a permis de constater que l'appareil était à l'intérieur des limites de masse et de centrage tant au moment du départ qu'au moment de l'accident. Au moment de l'accident, l'avion avait une masse voisine de 6 tonnes.

1.7 - Conditions météorologiques

Les conditions météorologiques observées sur l'aérodrome de Nuku Hiva étaient les suivantes :

- vent 060°/18-24 noeuds,
- visibilité supérieure à 10 km,
- plafond 1/8 cumulus à 1000 m,
- QNH 1008 hPa,
- QFE 1000 hPa,
- température 30°C.

1.8 - Aides à la navigation aérienne

Sans objet. L'avion effectuait une approche à vue. Néanmoins, aucun mauvais fonctionnement de la balise NDB, seul moyen disponible, n'a été reporté.

1.9 - Télécommunications

Au moment de l'accident, l'avion était en contact avec l'organisme information de l'aérodrome de Nuku Hiva. Il n'existe pas d'enregistrement des communications entre les avions et cet organisme.

Les moyens de télécommunication fonctionnaient normalement. L'équipage n'a pas fait mention de ses problèmes lors de ses contacts avec Nuku Hiva.

1.10 - Renseignements sur l'aérodrome

L'aérodrome de Nuku Hiva est situé sur la côte nord-ouest de l'île, dans une région nommée "Terre déserte" à une altitude moyenne de 69 mètres.

La piste 06/24 est longue de 1700 m.
Les vents dominants sont du secteur est.

Les moyens de secours sont constitués d'un camion de lutte anti-incendie. Cependant une embarcation de type "fast-boat" qui était mouillée dans une petite baie qui se trouve à proximité de l'aérodrome et que l'on peut atteindre par une piste de 7 km environ (20 minutes en voiture) a été utilisée en la circonstance comme moyen de secours maritime.

1.11 - Enregistreurs de bord

Conformément à la réglementation en vigueur, le DO 228 était équipé d'un seul enregistreur de bord, en l'occurrence, dans ce cas, d'un enregistreur de paramètres capable de restituer les éléments relatifs à la trajectoire de l'appareil.

Cet enregistreur, de marque Sunstrand, a été retrouvé sur l'épave de l'avion dans son support situé à la partie arrière du fuselage. L'avion ayant séjourné un certain temps dans l'eau de mer, l'enregistreur a été conditionné dans ce liquide et transporté jusque dans les locaux du Centre d'Essais en Vol à Brétigny (CEV). Il y a été dépouillé le 25 avril, par des personnels désignés de cet établissement, selon les règles de l'art applicables dans un tel cas.

1.11.1 - Généralités

Il enregistre de façon cyclique 8 paramètres :

- altitude pression par rapport à la pression de référence 1013 hPa	1 fois par seconde,
- vitesse indiquée	1 fois par seconde,
- cap magnétique	1 fois par seconde,
- accélération normale	8 fois par seconde,
- top radio (alternat enfoncé)	1 fois par seconde,
- passage de balise 75 MHz	1 fois par seconde,
- top pilote "EVENT"	1 fois par seconde,
- temps	1 fois toutes les 4 secondes

1.11.2 - Validation du dépouillement

Le Centre d'Essais en Vol a dépouillé cet enregistreur en utilisant des grilles de décodage et d'étalonnage de paramètres fournies par le constructeur de l'enregistreur.

Les travaux habituels de validation effectués au Bureau Enquêtes-Accidents sur les fichiers de données fournis par le CEV ont mis en évidence une anomalie sur le paramètre d'accélération normale: dans les phases au sol et en croisière stabilisée, celui-ci avait une valeur moyenne de 1,1 G pour 1 G. L'étalonnage de ce paramètre a donc été modifié de 0,1 G pour toute la durée du vol.

D'autre part, à la fin du vol, à plusieurs reprises sur certaines secondes du vol, on a constaté des valeurs aberrantes de tous les paramètres enregistrés.

Ces anomalies résultent de désynchronisations du signal enregistré et ne sont pas représentatives des paramètres avions. On rencontre fréquemment de telles désynchronisations dans les dernières secondes enregistrées sur des appareils accidentés; elles proviennent souvent du fait que la partie de bande sur laquelle figure la fin du vol a pu heurter des pièces mécaniques lors de l'impact, s'abîmer légèrement et présenter des difficultés de lecture.

1.11.3 - Documents fournis en annexe

En annexe 2 sont fournis deux graphes montrant les paramètres enregistrés, d'une part pendant les 250 secondes précédant la dernière seconde de vol enregistrée avant l'accident, d'autre part entre 134 et 94 secondes avant la fin du vol (agrandissement du graphe précédent sur l'intervalle de temps considéré).

Il apparaît également sur ces deux graphes le paramètre "hauteur totale" calculé à partir de la vitesse et de l'altitude enregistrées: $Z_t = Z + V^2/2G$.

Sur ces deux graphes, les paramètres aberrants correspondant aux désynchronisations mentionnées au paragraphe précédent ont été remplacés par des valeurs interpolées, sauf pour l'accélération normale qui, à cause de ses fluctuations, ne peut être lissée. Pour ce paramètre, les désynchronisations ont été visualisées en remplaçant par une valeur 0 fictive (sortant de l'échelle adoptée) les valeurs aberrantes relevées.

En annexe 3 figure une visualisation en deux dimensions de la trajectoire sol suivie par l'avion, calculée à partir des paramètres enregistrés en considérant un vent moyen de 060°/20 kt. La fin de la trajectoire a été positionnée par rapport à la piste et à l'île de Nuku Hiva à partir des témoignages recueillis. Cette trajectoire et sa position par rapport à la piste présentent donc une certaine imprécision par rapport à la trajectoire réellement décrite par l'avion.

1.11.4 - Constatations factuelles

L'étude du dépouillement a permis de faire les constatations suivantes :

- à aucun moment le pilote n'a appuyé sur le bouton "EVENT" (le paramètre correspondant de l'enregistreur reste invariable dans le temps),

- avant la descente sur Nuku Hiva, l'appareil volait au niveau 60, à une vitesse indiquée de l'ordre de 180 kt, et au cap 305°,

- l'avion a débuté sa descente environ 14 minutes avant la fin de l'enregistrement du vol. Il présente alors un taux de chute moyen de 300 ft/min. Sa vitesse varie de 185 à 195 kt et son cap est toujours d'environ 305°.

Evolution de l'appareil dans les dernières minutes enregistrées

Trajectoire horizontale

Environ 4 minutes 30 avant la fin de l'enregistrement, événement noté "F" par la suite, l'appareil entame un virage par la gauche et rejoint 90 secondes plus tard le cap 277°. Il s'y stabilise quelques secondes.

A "F-95s", alors qu'il est au cap 258°, l'avion repart en virage à gauche à un taux de 100°/mn et atteint 24 secondes plus

tard le cap 203°. Immédiatement l'avion repart en virage à droite jusqu'au cap 276° au taux de 200°/mn. L'avion conserve le cap approximatif de 272° pendant une dizaine de secondes et repart en virage à gauche au taux de 360°/mn.

Au temps "F-27s", alors qu'il atteint le cap 183°, l'avion repart brusquement à droite et rejoint le cap 252° 7 secondes plus tard (590°/mn). Jusqu'à la fin de l'enregistrement de ce vol, le cap diminue très progressivement. Le dernier cap enregistré est de 229°.

Trajectoire verticale

Au temps "F-4mn30s", la vitesse de l'avion est de 192 kt. Pendant environ 2mn30s, il conserve une vitesse de l'ordre de 190 à 195 kt et son taux de chute varie autour de 500ft/mn.

Au temps "F-115s", on constate une décroissance subite de la vitesse qui passe en 5 secondes de 187 kt à 159 kt. L'avion pendant ce temps est resté à peu près stable en altitude.

La descente reprend et, au temps "F-79s", l'avion se remet en palier et la vitesse diminue plus rapidement. Elle passe de 142 kt à 104 kt 19 secondes plus tard.

Entre les temps "F-52s" et "F-30s", on constate une nouvelle perte de vitesse (104 à 78 kt) associée à un taux de chute de l'ordre de 500 ft/mn.

Enfin, jusqu'à la fin de l'enregistrement, la vitesse se stabilise tandis que le taux de chute moyen est de 1000 ft/mn.

Les derniers paramètres enregistrés sont de 69 kt pour la vitesse et de 51 ft pour l'altitude.

Etude complémentaire de l'évolution verticale

Pour pouvoir interpréter la décroissance de vitesse combinée à la décroissance d'altitude, il a été nécessaire de calculer à partir de ces deux paramètres la hauteur totale de l'avion (soit $Z + V^2/2g$). Ce nouveau paramètre est représentatif de l'énergie totale de l'appareil.

Sur les graphes fournis en annexe 2, on constate 4 phases distinctes.

Jusqu'au temps "F-121s", la hauteur totale diminue selon une pente constante. Survient alors une première cassure (repérée réf.1 sur les graphes) dans la pente de cette courbe. Pendant les 6 secondes suivantes, la pente augmente légèrement jusqu'à une seconde cassure (repérée réf.2).

De "F-105s" à "F-100s", la pente augmente considérablement jusqu'à une dernière cassure (repérée réf.3) puis elle reprend enfin, et ce jusqu'à la fin de l'enregistrement, à un taux plus faible.

On note sur la visualisation de la trajectoire qu'au moment de la cassure de la courbe d'énergie totale (réf.1) l'avion croisait l'axe de la piste 24 à un cap voisin du 270.

Top radio

Trois coups d'alternat sont enregistrés dans les dernières secondes, le premier au temps "F-81s", le deuxième au temps "F-72s", et le dernier au temps "F-9s".

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

Après l'impact l'appareil a flotté, soutenu par les ailes. La partie avant du fuselage, comprenant la cabine de pilotage et les trois premières rangées de sièges passagers, brisée à l'impact, s'est trouvée immergée et retenue au reste de l'avion par des câbles électriques et les commandes de vol.

Après les opérations de secours, l'avion a été provisoirement amarré aux rochers qui bordent la côte puis remorqué jusqu'à une petite baie située à quelque distance du lieu de l'accident.

Il a alors été procédé à la récupération de l'enregistreur de paramètres de vol et à l'examen du poste de pilotage immergé.

Les positions de commandes relevées ont été les suivantes :

Les deux manettes de puissance sont sur pleine puissance.

La manette gauche de régime d'hélice est sur grand pas.

La manette droite de régime d'hélice est sur drapeau.

L'interrupteur de commande de la pompe hydraulique est sur normal, le cache est en place.

Le cache de la vanne coupe feu du moteur gauche est enlevé et l'interrupteur est sur la position "fermé". Le cache de celui du moteur droit est en place et l'interrupteur est sur "ouvert", c'est à dire la position normale de vol.

Les interrupteurs de pompe à carburant des deux moteurs sont sur "marche".

L'interrupteur d'intercommunication des réservoirs est sur "fermé".

Sur le panneau de démarrage, l'interrupteur principal de démarrage est sur "AIR", les deux interrupteurs des allumeurs sont sur "START" et les caches des deux démarreurs sont relevés.

Avant la mise au sec de l'épave, il a été constaté également que le fuselage portait des traces de pliure sur le côté droit en arrière de l'aile et sur le côté gauche à l'arrière de la porte principale.

Le saumon de l'aile droite présente des traces d'impact, le saumon gauche est intact.

La porte arrière était fermée et a été ouverte par les sauveteurs. Par contre, les issues de secours gauche et arrière droite étaient ouvertes (voir annexe 5).

Les volets sont sortis entre la position 1 et la position 2 soit environ 15°. Il est à noter que quatre positions de volets sont possibles : 0°, 5°, 20° et 30°.

Les pales des deux hélices sont sur les butées démarrage.

La commande de train est sur sorti.

La jambe de train gauche et la roulette de nez sont sorties non verrouillées.

La jambe de train droite est manquante et a vraisemblablement été arrachée à l'impact.

Les positions de commande ont également été notées sur les régulateurs moteur. Elles confirment celles relevées sur le pylône central, à savoir : les deux manettes de puissance sur pleine puissance, la manette gauche de régime d'hélice sur grand pas et la droite sur drapeau.

Il a également été procédé au prélèvement de carburant dans les réservoirs et en entrée de pompe basse pression des moteurs.

L'épave a ensuite été tirée sur la plage. Lors de cette manoeuvre, l'ensemble formé par les ailes et les deux moteurs s'est séparé du reste de l'épave.

L'examen du circuit carburant montre que la vanne coupe feu du moteur gauche est fermée alors que celle du moteur droit est ouverte. Enfin, la vanne d'intercommunication des réservoirs est fermée.

L'examen du moteur droit n'a révélé aucune anomalie et la présence d'huile dans le réservoir a été confirmée par la vidange.

Sur le moteur gauche, le réservoir d'huile est pratiquement vide. Le bouchon magnétique et le filtre à huile portent des traces de limaille. Enfin, il a été constaté qu'une pompe de refoulement d'huile n'est plus entraînée. Des prélèvements d'huile ont été effectués dans ce moteur.

1.13 - Renseignements médicaux et pathologiques

L'analyse des renseignements médicaux fournis à la commission d'enquête ne montre pas d'anomalie médicale ou pathologique décelée chez les pilotes. La commission a été informée des résultats des analyses toxicologiques effectuées. Des prélèvements sanguins ont été effectués vers 17 heures par une infirmière, dans les conditions standard d'un prélèvement sanguin pour recherche d'alcoolémie. L'accident avait eu lieu peu avant midi.

Les prélèvements ont été effectués sur les deux membres d'équipage, dont le copilote qui avait été tué au cours de l'accident et dont le corps avait séjourné environ deux heures dans l'eau.

Le résultat de la recherche d'alcool dans le sang indique un taux de 0.12 g/l chez le pilote survivant. Deux dosages d'alcoolémie ont été réalisés sur le prélèvement effectué sur le cadavre du copilote, qui indiquent l'un 0.34 et l'autre 0.39 g/l. L'extrapolation de ces résultats en termes d'alcoolémie probable au moment de l'accident, selon la formule de Widmark, laisse penser que ce taux pouvait être compris entre 0.72 et 1.07 g/l chez le pilote (survivant) et voisin de 1 g/l chez le copilote. Ces estimations sont extrêmement aléatoires en raison de la mort et du séjour prolongé dans l'eau pour le copilote; en raison de la valeur mesurée, voisine de la précision de la mesure, pour le commandant de bord.

1.14 - Incendie

Aucune trace de feu n'a été relevée sur l'épave.

1.15 - Survie (annexe 5)

Les témoignages concordants des occupants de l'avion ont permis d'établir qu'avant que l'avion ne heurte la surface de l'eau un ordre de larguer les hublots a été donné par le poste d'équipage. Il semblerait que cet ordre ait émané du copilote et qu'il ait été répété. Après la deuxième demande, le passager assis à la place 4a a largué son hublot. Le commandant de bord aurait par contre empêché le passager en 1c d'ouvrir son issue de secours.

Le passager assis en 7c ne parlait qu'anglais, il n'a donc pas compris l'ordre émanant du poste de pilotage. Il a déclaré aux enquêteurs avoir de lui-même pris la poignée de largage du hublot en main afin d'être sûr de la retrouver après l'impact. En fait lors de l'impact, ce passager a inconsciemment tiré sur cette poignée et donc largué le hublot.

Par ailleurs à l'impact sur l'eau, le fuselage de l'avion s'est rompu entre les rangs 3 et 4. La partie arrière de l'avion s'est alors immédiatement remplie d'eau. L'air subsistait seulement dans une trentaine de centimètres en haut du fuselage.

La partie en avant du rang 4 était totalement disloquée, les occupants de cette zone se sont retrouvés dans l'eau sans avoir à sortir de l'avion. Seul le copilote qui a été tué à l'impact a été retrouvé sanglé sur son siège.

Les occupants des sièges 2a et 2c ont également été tués à l'impact et ont été repêchés par la suite.

Le commandant de bord et les occupants des sièges 1a, 1c, 3a, 3c, blessés à différents degrés, ont réussi, pour certains avec l'aide d'autres occupants, à se réfugier sur l'épave de l'avion qui flottait.

La partie située en arrière des rangs 3 était émergée et s'est immédiatement remplie d'eau après l'impact.

Les occupants des sièges 4a et 5a ont évacué l'avion par l'ouverture avant créée par la rupture du fuselage.

Les occupants des sièges 6c, 7a, 7c, 8c et 9c ont évacué l'avion par le hublot largué à côté de la place 7c.

Les passagers en 5c et 4c ont été tués à l'impact. Les occupants des places 6a, 8b, 9a, 9b, et le bébé en 9C, n'ont pas réussi à sortir de l'avion et sont morts noyés. Bien qu'il n'ait pas été procédé à des autopsies, l'examen médical pratiqué quelques heures après l'accident et le fait que tous étaient dessanglés de leur siège, laissent à penser que ces personnes auraient survécu si elles avaient pu sortir de l'avion.

Après avoir évacué l'avion, les occupants des places 4a, 5a, 7a et 9c ont nagé vers la côte qu'ils ont atteinte avec l'aide des personnels d'Air Tahiti et de l'aérodrome qui étaient venus à la nage à leur rencontre.

Les autres personnes se sont réfugiées sur l'épave aidées en particulier par le passager de la place 6c.

Aucun occupant n'a eu le temps de prendre le gilet de sauvetage situé sous son siège.

Dès que les témoins au sol ont vu l'avion tomber à l'eau, ils se sont portés spontanément au secours des occupants de l'avion. Certains se sont portés à leur secours à la nage, d'autres se sont rendus au débarcadère de la baie de HAAHOPU où est amarré un bateau servant au transport des personnels de l'aviation civile entre l'aérodrome et le village principal de l'île. Compte tenu de l'éloignement de cette baie, le bateau est arrivé sur l'épave environ 30 minutes après l'accident.

D'autres bateaux sont partis de Taihohae vers le lieu de l'accident. Compte tenu du temps de transit nécessaire, ils sont arrivés sur les lieux après que les survivants aient été recueillis.

Pendant toutes les opérations de secours un ATR 42 d'Air Tahiti qui devait atterrir à Nuku Hiva peu après le Dornier est resté à cercler autour de l'épave afin de guider les secours.

Une antenne du SAMU qui avait convoyé un patient de l'hôpital vers l'aérodrome, pour qu'il soit évacué en avion vers Papeete, se trouvait à Terre déserte au moment de l'accident. Elle a donc pu procurer les premiers soins aux blessés.

Durant toutes les opérations de secours, les télécommunications se sont révélées difficiles tant entre l'aérodrome et le débarcadère, qu'entre les îles Marquises et Tahiti.

1.16 - Essais et recherches

1.16.1 - Examen des hélices

Les deux hélices ne portent pas d'indice de puissance à l'impact. Les pales sont en effet très faiblement, voire pas du tout, endommagées.

Les mécanismes de commande de pas, sur l'hélice droite comme sur l'hélice gauche, fonctionnent correctement. Aucune défaillance n'a été mise en évidence.

Dans de nombreux cas d'accidents où ce type d'hélice a été impliqué, les pales ont été retrouvées en position de butée démarrage. Cette position s'explique par les forces mises en jeu au moment de l'impact et n'est pas représentative de la position de l'hélice juste avant l'impact.

1.16.2 - Examen du moteur droit

Le démontage du moteur n'a pas mis en évidence de défaut mécanique antérieur à l'accident. Les carters du moteur sont fortement corrodés par l'eau de mer. Les organes internes au boîtier de réduction ainsi que la partie moteur ne portent pas de traces représentatives de rotation lors de l'impact avec l'eau.

1.16.3 - Examen du moteur gauche

Le démontage du moteur gauche a permis de constater que, comme le droit, il avait été fortement corrodé par l'eau de mer. Il ne porte pas d'indice de fonctionnement à l'impact.

L'examen du boîtier de réduction a révélé que le premier étage de pignon de renvoi de mouvement vers les accessoires (pompes à huile et à carburant, régulateur moteur,...) avait les dentures désengagées et était dans une position plus avant que la normale.

Lors du démontage du boîtier servant de palier de fixation à ce premier étage de réduction, le roulement à bille arrière a été trouvé détruit. Le roulement avant était en bon état.

L'examen en laboratoire du roulement endommagé a révélé que la cage de séparation des billes portait des traces de rupture en fatigue et que la piste de roulement de la bague interne était très fortement endommagée (annexe 4).

L'importance des dommages remarqués sur ce roulement n'a pas permis de conclure catégoriquement sur l'origine de sa rupture.

Il semble, si l'on considère l'importance de l'endommagement de la piste de la bague interne, qu'une surcharge axiale ou radiale anormale ait sollicité le roulement.

Par ailleurs, plusieurs composants du moteur portent des indices de matage, ce qui semblerait indiquer qu'une charge dynamique vibratoire existait peu de temps avant la rupture du roulement. Il n'est cependant pas possible de dire si le

roulement a été endommagé à cause d'une surcharge ayant entraîné la rupture de la cage de séparation à la suite de la déformation des billes et de la piste de roulement interne ou si la cage de séparation s'est rompue en premier permettant ainsi aux billes, sous charges anormales, de détruire la piste de roulement.

1.16.4 - Expertise des fluides en provenance du moteur gauche

L'examen du carburant n'a pas apporté de remarque particulière.

L'examen de l'huile a montré sa conformité aux spécifications requises pour ce type de moteur. Cet examen a révélé en outre la présence d'hydroxyde de magnésium qui est la conséquence de l'attaque électrolytique du carter moteur par l'eau de mer.

Par ailleurs sur le bouchon magnétique du moteur gauche ont été recueillies des particules dont la composition correspond à un acier de type M50 qui pourraient provenir de la piste du roulement endommagé.

Enfin, dans le filtre à huile du moteur gauche, en plus de particules de même nature que celles identifiées sur le bouchon magnétique, ont été retrouvées des particules cuivreuses qui pourraient provenir de la dégradation de la cage du roulement.

1.16.5 - Historique de la pièce trouvée détruite dans le moteur gauche du F-OHAB

Cette pièce a connu trois définitions :

- la première définition comprenait un couplemètre à pression d'huile.

- la deuxième a connu de nombreux problèmes et n'a été produite que pour un nombre restreint de moteurs.

- la dernière définition, montée sur le F-OHAB, a été conçue pour pouvoir recevoir les couplemètres électroniques et le procédé de lubrification a été amélioré.

Toutes définitions confondues, les moteurs Garrett TPE 331 totalisaient plus de 8 millions d'heures de vol au 1er mai 1991. Durant la même période 23 arrêts moteur en vol ont été recensés à cause d'un défaut similaire à celui relevé sur le moteur gauche du F-OHAB, ce qui donne un taux d'occurrence de 3.10^{-6} par heure de vol.

Dans le même temps, 57 dégradations de ce roulement étaient découvertes, soit par analyse d'huile, soit par détection de particules au bouchon magnétique.

Sur la dernière définition (équipant les moteurs du F-OHAB), au 1er décembre 1991, on recensait 6 arrêts moteur en vol, y compris le F-OHAB, dus à une défaillance de ce roulement pour un total de 449.100 heures de vol, ce qui donne un taux de $1,3 10^{-5}$ par heure de vol.

1.16.6 - Fonctionnement de la régulation moteur

En mode vol, les manettes de puissance commandent, par le biais du régulateur moteur, le débit de carburant et donc la puissance. Les manettes de régime permettent de sélectionner un régime d'hélice. Le régulateur d'hélice utilise une contre pression d'huile qui s'oppose aux effets des forces aérodynamiques et d'un ressort qui ont tendance à amener l'hélice vers le grand pas.

Si les manettes de puissance sont amenées en deçà du ralenti vol le mode de régulation change.

Dans ce nouveau mode de régulation, appelé mode Bêta, les manettes de puissance commandent directement le pas d'hélice et le régulateur moteur permet d'ajuster le débit carburant pour maintenir le régime de rotation constant. Pour passer dans ce mode de régulation, il est nécessaire de lever les manettes de 2 à 3 centimètres pour pouvoir les reculer en deçà du ralenti vol.

En cas de panne moteur, le régulateur d'hélice est équipé d'un système de détection de couple négatif (NTS) qui augmente le pas de l'hélice sans aller jusqu'au drapeau et diminue donc la traînée. Par contre si les manettes de puissances sont en deçà du ralenti vol, ce système est désactivé.

Suite à un accident au Canada, des essais en vol ont été conduits. Ils ont montré que, même avec les accessoires non entraînés (comme dans le cas du F-OHAB), le système NTS remplissait normalement son rôle.

1.16.7 - Energie utilisée pour la manoeuvre du train et des volets

Le train est mû par une pompe hydraulique alimentée électriquement. L'alimentation électrique de cette pompe provient de la génération électrique. Il est toutefois possible par le biais d'un contacteur situé sur le pylône central de commuter cette pompe directement sur la batterie.

Les volets sont directement alimentés par la batterie.

1.16.8 - Système de démarrage des moteurs

Les commandes de démarrage des moteurs sont situées au panneau plafond et se composent de plusieurs interrupteurs :

- un inverseur Ground/Flight qui sélectionne le mode de démarrage :

- . Ground : mode sol où le générateur de gaz est mis en rotation par le démarreur,
- . Flight : mode vol où le générateur de gaz est mis en rotation par dévirage de l'hélice qui, mue par le vent relatif, entraîne le générateur de gaz. Il est à noter que la pompe de dévirage est électrique et donc indépendante des autres accessoires.

- un interrupteur de commande des bougies d'allumage à trois positions :

- . continuous/auto qui est la position normale de vol. Dans cette position, si le système détecte une extinction moteur les bougies d'allumage sont automatiquement mises en marche; un bouton poussoir permet de mettre ces bougies en fonctionnement permanent.
- . OFF qui est la position de démarrage automatique. Les bougies d'allumage sont alors mises en marche à 10 % et coupées à 55 % de régime par la séquence de démarrage automatique.
- . START : sur cette position les bougies d'allumage sont mises en marche à 10 % de régime mais restent en fonctionnement jusqu'à ce que le pilote les coupe

- un bouton de démarrage à trois positions dont seule la position centrale est stable. Cette position est la position normale en vol une fois les moteurs démarrés. Un cache rabattable permet d'immobiliser cet interrupteur dans cette position.

La position avant "START" active le démarreur si le mode de démarrage sol est sélectionné, ou la pompe de dévirage si le mode vol est sélectionné.

La position arrière "STOP" arrête les pompes de dévirage ou le démarreur et ferme l'arrivée de carburant.

Il est à noter que la manette de pas d'hélice en position drapeau ferme l'arrivée d'essence au niveau de la pompe à carburant haute pression.

1.16.9 - Essais en vol

Afin d'essayer de comprendre à quels événements correspondaient les pertes d'énergie relevées à l'examen de l'enregistreur, il a été procédé à des essais en vol.

Ces essais ont eu lieu chez le constructeur, sur un DO 228 à une masse voisine de celle du F-OHAB au moment de l'accident.

A aucun moment, il n'a été possible de reconstituer une chute aussi rapide d'énergie que celle qui se produit entre les événements réf.2 et réf.3.

Lors de ces essais, des essais de redémarrage ont également été faits. Dans toutes les positions de l'interrupteur de commande des bougies d'allumage et jusqu'à des vitesses de 90 noeuds, le régime de rotation de 50% a toujours été obtenu en moins de 15 secondes.

1.16.10 - Calculs de performances

Des calculs ont été réalisés chez le constructeur en utilisant le modèle aérodynamique de l'avion.

Ceux-ci montrent qu'avant l'événement réf.1 (tel que défini en annexe 2) l'avion était en descente croisière normale, c'est-à-dire environ 190 noeuds, 700 pieds/minute en descente avec un couple de 2 x 55% aux moteurs.

Entre les événements réf.1 et réf.2, la perte d'énergie est cohérente avec l'arrêt d'un moteur, l'autre étant toujours à 55%.

Après l'événement réf.3, les mêmes calculs montrent que la perte d'énergie est cohérente avec un avion en vol plané, les deux moteurs arrêtés.

Entre les événements réf.2 et réf.3, la perte d'énergie correspond à une traînée supplémentaire de 17000 Newtons. Une telle valeur de traînée n'est pas possible à générer autrement qu'avec les hélices à un pas inférieur au petit pas vol.

Lors des essais en vol de certification, un essai de coupure de moteur avec le système NTS correspondant en panne a été fait. Lors de cet essai, la traînée générée par ce moteur, après un pic à près de 13000 Newtons, s'est stabilisée vers 6000 Newtons en moins de deux secondes. Cette valeur est donc tout à fait insuffisante pour expliquer, à elle seule, la perte d'énergie constatée.

Par contre si, après la panne du moteur gauche, les manettes de puissance avaient été reculées en deçà du petit pas vol, de par le fonctionnement décrit en 1.16.6, le système NTS aurait été désactivé. La traînée générée par ce moteur aurait donc été de l'ordre de 6000 Newtons.

Pour obtenir un total de 17000 Newtons, il aurait fallu que le moteur droit ait généré une traînée d'environ 11000 Newtons. Les polaires de l'hélice montrent que le pas de cette hélice aurait alors été d'environ 10° pour un petit pas de vol de 15° et un petit pas de sol de 2°.

Les simulations montrent que, dans ce cas, la dissymétrie créée laisserait l'avion pilotable et que le dérapage créé serait de l'ordre de 5°.

1.16.11 - Procédure en cas de panne moteur ou d'alarmes de pression d'huile

Le manuel d'exploitation de la compagnie Air Tahiti en vigueur au jour de l'accident, dans sa partie conduite du vol, définit d'une part les actions à effectuer et d'autre part, dans certains cas, la répartition des tâches pour effectuer ces actions.

1.16.11.1 - Panne d'un moteur

En cas de panne moteur, dans la situation où était le DO 228 le manuel d'exploitation d'Air Tahiti partie procédures d'urgence section 8.2.3 précise, sous la rubrique "feu moteur ou détérioration mécanique grave", les actions à effectuer par le commandant de bord (cdb) et le copilote (copi) :

- cdb : - Annonce: "Panne à"
- cdb : - commande: "à... drapeau"
 - protège de la main droite la manette d'hélice du moteur vif
- copi : - collationne: "à... drapeau"
 - positionne la manette d'hélice concernée sur la position drapeau
 - annonce: "moteur... en drapeau"
- cdb : - assure le contrôle de l'avion
- cdb : - ordonne: "fire cock fermé"
- copi : - positionne l'interrupteur "fire cock" (coupe feu) sur fermé
 - Annonce: "à... fire cock fermé"

Viennent ensuite des reconfigurations des prélèvements d'air.

La check-list correspondant à cette procédure ne mentionne toutefois pas la répartition des tâches.

1.16.11.2 - Allumage du voyant de pression d'huile

En cas d'allumage d'un voyant de pression d'huile, le manuel d'exploitation d'Air Tahiti, partie procédures d'urgence section 8, page 46, précise que l'équipage devra contrôler l'indicateur de pression d'huile du moteur concerné. Si cet indicateur confirme une pression d'huile anormalement basse, l'équipage devra procéder à l'arrêt de précaution du moteur concerné.

La procédure est alors la suivante :

1. SYNCHROPHASER - OFF
2. Manette de puissance - Réduire pour obtenir une température ITT inférieure à 800 °C
3. Interrupteur de démarrage - STOP
Lorsque le régime atteint environ 50 %
4. Manette de régime - Drapeau

La répartition des tâches n'est pas précisée pour cette procédure. Celle-ci n'est que la recopie intégrale du manuel de vol du constructeur qui sous-entend un équipage monopilote. Par ailleurs, l'allumage d'un voyant d'alarme de pression d'huile ne fait l'objet d'aucune mention dans les check-lists de l'avion. Par contre la procédure qu'il entraîne (l'arrêt moteur de précaution) fait l'objet d'une check-list sans indication de partage des tâches.

1.17 - Témoignages

1.17.1 - Témoignage du commandant de bord

Le commandant de bord a été entendu à trois occasions :

- par les enquêteurs du Bureau Enquêtes-Accidents le 21 avril 1991 alors qu'il était à l'hôpital de Papeete,
- par la gendarmerie dans les jours suivants,
- par la commission à Paris les 24 octobre et 25 octobre.

Son témoignage peut être reconstitué de la façon suivante:

Le commandant de bord était pilote en fonction pour cette étape. L'approche s'est déroulée normalement jusque vers 2000 pieds QNH. Peu après le croisement de l'axe de la piste 24, l'alarme de pression d'huile moteur gauche s'est allumée. A ce moment, la vitesse était de l'ordre de 170 noeuds et l'avion passait 2000 pieds en descente à un cap voisin de celui de la branche vent arrière 06.

Le commandant de bord a alors déconnecté le pilote automatique et diminué la vitesse pour pouvoir sortir le train d'atterrissage. Il a annoncé une perte de pression d'huile à gauche et demandé au co-pilote l'arrêt du moteur sans préciser lequel. A ce moment, le commandant de bord avait la main droite sur les manettes de puissance et il a regardé dehors pour évaluer la possibilité d'un atterrissage en piste 24. Le copilote lui a alors annoncé que les couples étaient à zéro sur les deux moteurs.

Le commandant de bord, se rendant compte que le copilote venait de couper le moteur vif, a passé le moteur gauche également en drapeau. Il a alors tenté de se présenter en piste 24.

Etant nettement trop haut et trop vite, il a positionné la manette de train sur "rentré", s'est reporté en vent arrière pour la piste 06 et a demandé au copilote de rallumer un moteur sans préciser lequel. Il a repositionné lui-même les manettes de puissance et de régime dans la position de démarrage.

A ce moment le passager 1c lui a demandé s'il devait ouvrir l'issue de secours située à sa droite. Il a répondu que non.

Le copilote a annoncé que les moteurs ne redémarreraient pas.

A partir de ce moment là, le commandant de bord ne s'est plus occupé que de la trajectoire de l'avion sans regarder ce que faisait le copilote.

Dans un premier temps, il a essayé de faire un virage pour se présenter à mi-piste 06. Se rendant compte qu'il était trop bas, il a pris la décision d'amerrir et, pour ce faire, a pris un cap sensiblement parallèle à la côte. Il est arrivé perpendiculairement à la houle. Il a touché l'eau sur un front de houle. Avant l'impact, il a augmenté l'assiette jusqu'à l'alarme de décrochage permanente.

1.17.2 - Témoignages des passagers

Les survivants de cet accident ont tous été entendus par la gendarmerie. De plus, les enquêteurs du Bureau Enquêtes-Accidents détachés sur place pour l'enquête se sont entretenus avec la majorité d'entre eux.

Il ressort de ces témoignages que le vol s'est déroulé normalement jusqu'à l'approche de la piste de Nuku Hiva. Certains passagers font néanmoins remarquer que l'avion était encombré de nombreux bagages à main.

Alors que les passagers voyaient l'île, ils ont remarqué que l'hélice droite s'arrêtait d'abord, suivie quelques instants après par l'hélice gauche. Plusieurs d'entre eux ont noté que l'hélice gauche, lors des évolutions, a recommencé à tourner lentement avant de s'arrêter à nouveau.

L'avion a alors exécuté plusieurs évolutions brutales jusqu'à un choc violent avec l'eau.

Trois passagers apportent des informations complémentaires quant au déroulement des événements :

- le passager assis en place 7c précise : "la première indication de problème que je ressentis fut un accroissement soudain dans le bruit du moteur droit, qui dura environ 5 à 6 secondes, à la suite de quoi l'hélice s'arrêta". "Après environ 45 secondes, le moteur gauche s'arrêta également".

- le passager positionné en place 4a déclare : "le moteur droit s'est arrêté... Dix secondes après, le pilote a fait une baïonnette... A l'issue de cette manoeuvre, j'ai entendu le moteur gauche s'accélérer, j'ai ressenti l'avion freiner. Mon corps a légèrement basculé vers l'avant, c'était franc. Le moteur gauche s'est alors arrêté à son tour. L'hélice a cessé de tourner".

- le passager en 7a déclare : " j'ai été réveillé par des turbulences; à ce moment là, je me suis rendu compte que l'hélice droite était arrêtée. Le moteur gauche tournait encore mais il me semblait que l'hélice tournait moins vite que la normale".

Par ailleurs, le recoupement de témoignages a permis de reconstituer les places occupées par chacun des passagers de l'avion et le déroulement de l'évacuation.

1.17.3 - Témoignage des personnes au sol

Aucun témoin au sol, y compris l'agent en fonction à la tour de contrôle, n'a vu les hélices s'arrêter. Ils n'ont remarqué l'avion qu'alors que les deux hélices étaient immobiles. Certains d'entre eux ont vu l'hélice droite de l'avion tourner. Ils ont également vu l'avion décrire la trajectoire élaborée à partir de l'enregistreur de paramètres. Enfin leurs témoignages ont permis d'établir comment ils se sont mobilisés pour porter secours aux survivants.

II - Analyse

Dans cette deuxième partie, la commission d'enquête s'est attachée à construire le scénario de l'accident et à analyser le contexte dans lequel celui-ci s'est produit de manière à pouvoir en identifier l'ensemble des causes directes et indirectes.

2.1 - Scénario de l'accident

Le vol s'est déroulé tout à fait normalement jusqu'à l'approche de l'île de Nuku Hiva. La descente a été effectuée sous pilote automatique.

La courbe d'énergie totale calculée à partir des paramètres issus de l'enregistreur de vol de l'avion et comparée au modèle mathématique de l'avion montre que, avant la seconde -121, l'avion effectuait une descente croisière normale.

L'expertise du moteur gauche de l'avion a montré que le roulement du premier étage de pignon du renvoi du mouvement vers les accessoires avait sa cage rompue. La rupture de cette cage a eu pour conséquence de désengager cet étage de l'arbre de puissance. Les accessoires (pompe à huile, pompe à carburant et régulateur moteur) ont donc cessé d'être entraînés, ce qui a eu pour conséquence l'arrêt immédiat du moteur.

A la seconde -121, on note une rupture de pente dans cette courbe d'énergie totale. La comparaison de cette pente avec le modèle de l'avion montre que le temps repéré réf. 1 sur les graphes de l'annexe 2 correspond à l'arrêt du moteur gauche.

On note de plus, à cette seconde -121, une embardée de cap de 4° à gauche, ce qui est une conséquence cohérente de l'arrêt du moteur gauche.

L'équipage n'a pas reconnu l'arrêt du moteur gauche, mais a seulement eu l'attention attirée par l'alarme lumineuse et sonore de baisse de pression d'huile moteur gauche. Conformément à la procédure, le commandant de bord (selon ses déclarations) a alors demandé l'arrêt du moteur au copilote, sans toutefois préciser le moteur à arrêter.

La restitution de trajectoire en ce point et les témoignages montrent que l'avion croisait l'axe de la piste à une hauteur d'environ 1500 pieds et à une vitesse d'environ 190 noeuds.

Dans sa déclaration, le commandant de bord dit avoir à ce moment envisagé la solution d'un atterrissage en piste 24.

La courbe d'énergie totale présente une deuxième cassure de pente à la seconde -116. La commission d'enquête considère que la pente de cette courbe entre les secondes -116 et -111 ne peut s'expliquer que par une sélection de pas d'hélice en-dessous du petit pas vol (voir paragraphes 1.16.9 et 1.16.10).

Par ailleurs deux témoignages peuvent étayer cette thèse :

- le passager en 7c dit avoir entendu un "accroissement dans

le bruit du moteur droit qui a duré 5 à 6 secondes" avant l'arrêt de l'hélice droite.

- le passager en 4a dit avoir entendu le moteur gauche s'accélérer et avoir ressenti l'avion freiner. Notons qu'il situe cet événement après l'arrêt de l'hélice droite ce qui n'est pas possible car l'hélice droite ne s'est arrêtée qu'alors que le moteur gauche était déjà en panne. Il n'en reste pas moins que ce passager a ressenti une décélération importante peu avant l'arrêt des hélices.

Cette sélection des hélices au-dessous du petit pas vol ne peut être faite par inadvertance. En effet, pour ce faire, il faut lever les manettes de puissance de l'ordre de 2 centimètres pour les reculer en deçà de la butée mécanique du petit pas vol. Cette action ne peut s'expliquer que par la volonté de perdre de l'altitude et de la vitesse afin de faire un atterrissage en piste 24.

La sélection de la manette du moteur gauche au dessous de la butée petit pas vol rendait le système NTS inopérant (voir paragraphe 1.16.6) et augmentait donc la traînée sur cette hélice. Dans ces conditions, il suffisait d'avoir 10° de pas d'hélice sur le moteur droit, soit un pas entre le petit pas vol et le petit pas sol, pour générer une traînée suffisante pour produire la perte d'énergie notée entre la réf. 1 et la réf. 2 sur la courbe d'énergie totale (voir paragraphe 1.16.9).

On note par ailleurs à partir de la seconde -116 une embardée de cap à droite d'environ 4° ce qui est également cohérent avec les calculs (voir paragraphe 1.16.9).

Remarquons qu'un moteur éteint, même avec le système NTS inopérant, ne peut pas générer une traînée de 17 000 Newtons. En effet, dans ce cas, après une pointe à 13 000 Newtons, la traînée se stabilise vers 6 000 Newtons en 2 secondes environ.

A partir de la seconde -111, la courbe d'énergie totale a une pente cohérente avec un avion en vol plané et les hélices en drapeau. Il est donc vraisemblable que la cassure de cette courbe en réf. 3 corresponde à l'arrêt du moteur droit. Cet arrêt a vraisemblablement été suivi de peu par le repositionnement des manettes de puissance en avant du ralenti vol.

Le passage en drapeau du moteur gauche par le commandant de bord, selon son témoignage, n'a pas eu d'effet notable sur le bilan énergétique de l'avion : le repositionnement de la manette de puissance dans la plage de vol rendait le système NTS opérant et donc la traînée voisine de celle que l'on aurait eue avec l'hélice en drapeau.

L'avion a alors évolué pour se poser en piste 24, puis s'est repositionné en vent arrière piste 06, et est finalement reparti pour amerrir vent arrière.

Au cours de ces évolutions, la vitesse n'a cessé de décroître pour atteindre 75 noeuds juste avant l'impact, pour une vitesse de décrochage de 71 noeuds avec les volets en position 2. Il est donc vraisemblable que l'avion a décroché lors de la tentative d'arrondi qu'a dû exécuter l'équipage à l'approche de l'eau.

Le train d'atterrissage a été retrouvé en position intermédiaire entre rentré et sorti. Le train est mû par une pompe hydraulique alimentée électriquement en mode normal par la génération de l'avion (l'interrupteur de sélection était en mode normal, voir paragraphe 1.12). En cas d'arrêt total de génération électrique, il convient de commuter l'alimentation électrique de la pompe hydraulique sur la batterie.

Lorsque les deux moteurs sont arrêtés, même si les hélices tournent en moulinet entraînées par le vent relatif, les génératrices ne produisent plus d'électricité. Par ailleurs, le circuit hydraulique ne contenant pas d'accumulateur, la pression dans le circuit est nulle lorsque la pompe ne tourne pas. Il est donc impossible de manoeuvrer le train en mode normal dans ces conditions. En conséquences, on peut affirmer que la commande de train a été positionnée sur bas avant la réf. 3 (passage en drapeau du moteur droit).

L'extension complète du train prend environ 8 secondes et le train n'a pas eu le temps de se verrouiller en position basse; il a donc été sélectionné sur bas moins de 8 secondes avant la réf. 3 qui correspond à l'arrêt du deuxième moteur. (donc après la seconde 119, c'est à dire quelques secondes après l'extinction du moteur gauche -Ref 1-). Cette action de sélection de la commande de train sur bas à ce moment est donc cohérente avec une tentative d'atterrissage en piste 24). Toute manoeuvre ultérieure sur la manette de train n'a donc, pour les mêmes raisons, eu aucun effet.

L'examen de l'épave a montré que les volets étaient entre les positions 1 et 2 ; ils étaient donc en mouvement entre ces deux positions au moment de l'impact, l'équipage ayant sélectionné la position 2 ou 3 peu avant. Les volets sont alimentés directement par la batterie, ils peuvent donc être manoeuvrés sans génération électrique.

Les témoignages des passagers et des personnes au sol montrent qu'après leur arrêt, les deux hélices ont effectué à nouveau quelques rotations. Il semble donc que l'équipage, en l'occurrence le copilote puisque le commandant de bord était occupé à gérer la trajectoire de l'avion, ait fait des tentatives de rallumage sur les deux moteurs.

Ceci est cohérent avec les positions relevées sur le tableau de démarrage des moteurs où les caches des démarreurs des deux moteurs avaient été enlevés et les deux interrupteurs des allumeurs de bougies de la position normale de vol (Auto) avaient été passés sur une des positions possibles de démarrage (START) (voir paragraphe 1.16.7).

Le moteur gauche ne pouvait pas redémarrer car, entre autres, la pompe à carburant et le régulateur moteur n'étaient pas entraînés.

Aucune anomalie pouvant empêcher son redémarrage n'a été relevée à l'expertise du moteur droit. Par ailleurs les essais en vol ont montré que dans cette configuration avion le moteur se rallumait en quelques secondes. Malgré la déclaration du commandant de bord, seul le maintien de la manette de régime d'hélice dans le cran drapeau permet expliquer l'insuccès des

tentatives de redémarrage de ce moteur, l'alimentation en carburant étant alors coupée au niveau de la haute pression. On note par ailleurs que sur l'épave cette manette a été retrouvée dans la position drapeau. Compte tenu des verrouillages mécaniques dans cette position, elle est représentative de la position à l'impact.

2.2 - Analyse des actions de l'équipage

L'équipage exécutait une approche à vue par bonnes conditions météorologiques. Il était en descente croisière, sous pilote automatique et en vue de la piste pour se présenter en vent arrière 06 lorsqu'il a été alerté par l'alarme de pression d'huile.

En fait, à ce moment, le moteur gauche s'est éteint, mais l'équipage n'a pas reconnu la panne. Ceci est compréhensible car l'action du système NTS réduit considérablement la traînée sur le moteur en panne. De plus la panne est survenue dans la configuration où elle est le moins notable : à faible puissance, grande vitesse et sous pilote automatique.

L'équipage n'a donc retenu que l'effet le plus notable de cet arrêt moteur : la chute de pression d'huile qui a été extrêmement rapide car la pompe à huile a immédiatement cessé d'être entraînée.

On ne peut pas être certain de la suite des événements. Pour la reconstituer, on ne dispose que du témoignage du commandant de bord. Néanmoins, il est probable que le moteur gauche a été identifié par l'équipage comme étant celui qui posait problème. En effet, le coupe feu de ce moteur a été retrouvé sur la position fermée, ce qui montre que si l'action sur la manette d'hélice a été effectuée sur le moteur sain, l'action sur le coupe feu a été effectuée sur le moteur en panne (voir paragraphe 1.16.11). Par ailleurs, le témoignage du commandant de bord montre que celui-ci considère la gestion de la trajectoire comme la tâche prioritaire et la gestion des moteurs comme une tâche secondaire. Il est donc logique qu'il ait délégué cette dernière à son copilote.

Si l'on reprend la version du commandant de bord, il a, conformément à la procédure, demandé la coupure du moteur. Mais il n'a pas précisé le moteur à couper. Même s'il avait, avant, fait réellement remarquer le moteur concerné, cet écart par rapport à la procédure supprime une des redondances mises en place afin d'éviter de couper le moteur sain.

En fait, lorsque la panne est survenue, l'avion coupait l'axe de la piste 24 et le commandant de bord a sans doute, d'abord, pris la décision de se poser en piste 24.

Compte tenu de sa position à ce moment, l'avion était trop haut et trop rapide pour un atterrissage direct sur cette piste. Il est donc vraisemblable que, pour perdre rapidement de l'énergie, le commandant de bord ait sorti le train d'atterrissage et ait sélectionné les manettes de puissance au-dessous du ralenti vol.

Cette manoeuvre étant délicate, elle aurait monopolisé toute son attention. Ceci expliquerait pourquoi il n'a pas respecté le manuel d'exploitation qui lui demande de surveiller les actions du pilote non en fonction (le copilote pour cette étape) sur la manette de régime d'hélice afin de prévenir les confusions que ce dernier pourrait faire. Ceci peut aussi être une explication à la non utilisation des check-lists. L'allumage du voyant d'alarme de pression d'huile ne faisait pas partie de celles-ci, mais l'action que cet allumage entraînait (arrêt moteur de précaution) y était décrit, sans toutefois préciser la répartition des tâches.

Le moteur a été arrêté mais de manière non conforme à la procédure si on considère la représentation mentale que l'équipage avait de la situation : une baisse de pression d'huile sur le moteur gauche. En effet, dans ce cas la procédure demande de couper le moteur à l'aide de l'interrupteur de démarrage préalablement au passage en drapeau de l'hélice avec la manette de régime d'hélice. En fait, c'est un mélange d'actions entre les procédures "Arrêt moteur de précaution" et "Détériorations mécaniques graves" qui a été exécuté.

Au cours de ces manoeuvres, le copilote a très probablement coupé par erreur le moteur droit au lieu du gauche, en passant l'hélice droite en drapeau. Le coupe feu a néanmoins été actionné sur le moteur gauche, sans que l'on puisse préciser lequel des deux pilotes a exécuté cette manoeuvre.

Ce n'est qu'à ce moment que l'équipage s'est rendu compte que le moteur gauche était également arrêté. Cette hélice a alors été passée en drapeau. Le commandant de bord déclare avoir lui-même exécuté cette manoeuvre.

Il a alors tenté de poursuivre l'atterrissage, mais n'est pas parvenu à résorber l'énergie excédentaire de l'avion et s'est présenté à plus de 700 pieds au seuil 24. Cet écart par rapport au plan souhaité s'explique bien sûr par le vent arrière et la configuration hauteur/vitesse de l'avion au moment de l'arrêt du moteur mais surtout par le brusque changement de situation apportée par l'arrêt du moteur droit et son résultat : disparition brutale de la traînée créée par ce moteur à un régime en-dessous du ralenti vol.

Le commandant de bord a alors poursuivi sa trajectoire comme il le faisait lorsqu'il pouvait gérer son plan à l'aide des hélices, alors qu'il aurait pu soit la rallonger en faisant des évolutions, soit changer sa stratégie et tenter un atterrissage en piste 06. Mais ce n'est que très tard qu'il a tenté cette dernière manoeuvre, quand il est devenu flagrant que l'atterrissage 24 était impossible mais alors que l'avion était déjà trop bas pour réussir un atterrissage en piste 06.

Il a poursuivi néanmoins cette manoeuvre très longtemps jusqu'à arriver pratiquement au niveau de la falaise où il a pris la décision d'amerrir.

Au moment de cette décision, l'avion était trop bas et trop lent pour pouvoir évoluer afin de minimiser les conséquences de l'amerrissage.

Il a donc été contraint à amerrir vent arrière et perpendiculairement à la houle, ce qui est la pire des situations. Ceci explique la violence de l'impact avec l'eau.

Les trois stratégies qu'a choisies le commandant de bord, après l'arrêt du moteur droit ont échoué mais, surtout, elles ont été poursuivies trop longtemps, si bien que chacune d'entre elles a compromis le succès de la suivante.

Pendant ce temps, le copilote, sur demande du commandant de bord, a tenté, sans succès, de rallumer un des moteurs.

Le moteur droit n'a pas redémarré, car il y a eu oubli de repositionner la manette de régime d'hélice de ce moteur dans une position compatible avec le démarrage. Il est à noter que dans les répartitions des tâches données par le manuel d'exploitation d'Air Tahiti, les copilotes ne démarraient jamais les moteurs. Par contre, ils devaient, lorsqu'ils étaient pilote non en fonction, procéder, en cas de besoin, au rallumage en vol des moteurs. Il n'est donc pas invraisemblable que celui-ci n'y soit pas parvenu en situation de stress. Par ailleurs, le chef pilote du constructeur de l'avion, interrogé sur ce sujet, a confirmé que cet oubli était courant lors des vols de qualification machine, lorsque le pilote était confronté à une charge de travail élevée.

L'absence de surveillance par le commandant de bord de l'opération de rallumage du moteur ne lui a pas permis de constater l'erreur commise et d'intervenir pour la corriger comme il en avait le temps.

De manière plus générale, dès le début de l'événement, la panne a été traitée de manière non conforme à la procédure et pas en équipage. Le commandant de bord semble avoir pris à sa charge la tâche qu'il jugeait prioritaire, à savoir le pilotage de l'avion sur la trajectoire visée et a demandé au copilote d'exécuter les autres tâches : arrêt moteur, puis remise en route des moteurs.

La décision première du commandant de bord de poser l'avion le plus vite possible et son inaptitude à gérer cette panne en équipage trouvent vraisemblablement leur origine d'une part dans sa mauvaise formation de base sur cet avion, d'autre part dans sa faible expérience sur celui-ci, enfin peut-être dans sa tendance, apparue lors de plusieurs contrôles, à réagir trop rapidement en cas de panne moteur.

Les éléments révélateurs de la mauvaise formation de base du commandant de bord apparaissent dans deux éléments mis en évidence par l'enquête :

- la note qu'il avait obtenue à la partie théorique de sa qualification de type dans la partie procédures d'urgence était très faible et aucun complément de stage théorique ne lui avait été dispensé.

- la partie pratique de sa qualification de type, copiée sur le programme du constructeur, correspondait à une exploitation de l'avion de type monopilote. L'adaptation à l'exploitation en équipage à deux devait se faire lors des vols d'adaptation en

ligne. Or ces vols ayant été effectués avec des passagers à bord, il est évident que la bonne connaissance de la répartition des tâches en situation d'urgence n'a jamais été contrôlée sur ce commandant de bord en situation simulée.

Par ailleurs, cet équipage était biquelifié (ATR 42, DO 228). L'activité d'Air Tahiti conduisait les pilotes à voler plus sur ATR 42 que sur DO 228. Cette situation n'est pas propice à une bonne connaissance de ce dernier avion, d'autant plus que les périodes d'interruption de vol sur DO 228 étaient parfois longues.

Enfin, la commission d'enquête s'est interrogée sur le rôle qu'aurait pu jouer l'alcoolémie du pilote et du copilote sur la perception qu'ils ont eue de l'incident initial (panne du moteur gauche) et sur la manière dont chacun a réagi à cet événement : procédures normales non appliquées, changements successifs de stratégie, absence complète de travail en équipage, arrêt intempestif du moteur vif.

L'estimation obtenue concernant l'alcoolémie des membres de l'équipage au moment de l'accident conduit à des taux (environ un g/l) qui seraient suffisants pour dégrader les performances d'analyse et de réaction de l'équipage confronté à une situation de panne qui aurait dû être surmontée sans difficulté si la situation avait été correctement identifiée et si les procédures prévues au manuel d'exploitation avaient été appliquées calmement et correctement. La commission d'enquête n'a toutefois pas trouvé de preuves formelles permettant d'expliquer les taux d'alcool estimés.

Elle constate également que la réglementation dispose seulement (paragraphe 6.1.2 de l'arrêté du 5 novembre 1987) que tout membre d'équipage doit s'abstenir d'exercer ses fonctions dès qu'il se trouve sous l'influence de boissons alcoolisées. Cette réglementation est complétée dans le cas de certaines compagnies par des règles plus précises (délai minimum de non ingestion d'alcool avant un vol). Ce n'était pas le cas à Air Tahiti.

2.3 - Analyse de la panne du moteur gauche

Sur TPE 331, le premier étage de pignon du renvoi de mouvement vers les accessoires a connu plusieurs définitions (voir paragraphe 1.16.5).

Le taux de défaillance toutes définitions confondues est de 3.10^{-6} par heure de vol. Il est légèrement plus élevé sur la dernière définition : $1,3.10^{-5}$ par heure de vol.

On remarque par ailleurs qu'un nombre non négligeable de cas ont été découverts par le programme d'analyse d'huile moteur. Or ce programme n'est pas obligatoire au sens navigabilité du terme.

Le taux généralement admis d'arrêt turbine en vol est de l'ordre de 10^{-4} par heure de vol. Le taux d'arrêt moteur pour

cause de rupture du roulement n'est donc pas rédhibitoire même s'il est élevé. Par contre, le mécanisme de ces ruptures n'est pas compris par le constructeur. Celles-ci surviennent entre quelques dizaines d'heures de fonctionnement moteur et plusieurs milliers. Elles sont parfois précédées d'endommagements détectables par analyse d'huile ou par le biais des bouchons magnétiques et parfois, comme dans le cas du F-OHAB, elles surviennent sans signes avant-coureurs.

Néanmoins, ces moteurs étant montés sur des avions bimoteurs et le taux d'occurrence étant inférieur d'un ordre de grandeur au taux généralement admis d'arrêt moteur en vol, aucune mesure immédiate ne s'imposait donc, vis à vis de ce roulement, au titre de la navigabilité.

La commission d'enquête considère toutefois qu'il conviendrait que le SFACT se rapproche des autorités américaines afin d'étudier avec elles et le constructeur Garrett si les modifications ou des vérifications supplémentaires doivent être rendues obligatoires sur ce moteur.

2.4 - Analyse de l'évacuation

La décision d'amerrissage a été prise tardivement et n'a pas, de ce fait, laissé le temps de préparer les passagers à faire face à cette situation.

Il est par ailleurs à noter que lorsqu'un problème de cette importance survient, l'équipage technique a souvent une charge de travail trop importante, du fait de la gestion de la panne, pour pouvoir se préoccuper de la préparation de la cabine passagers.

La procédure d'évacuation après amerrissage prévoit de n'ouvrir que les issues de type A, situées à côté des places 1c, 4a et 7c. Il n'est pas prévu dans ce cas d'ouvrir la porte arrière de l'avion, afin d'éviter de faire rentrer l'eau dans le fuselage. Ceci n'est bien sûr valable que dans le cas où l'avion ne s'est pas cassé à l'impact. Dans le cas du F-OHAB, l'ouverture de cette porte n'aurait pas eu de conséquences néfastes sur la flottabilité de l'avion et aurait vraisemblablement permis l'évacuation de tout ou partie des passagers arrière. Il semble néanmoins que personne à bord n'ait tenté de l'ouvrir.

L'issue 4a a été larguée en vol. Ceci n'a pas eu d'influence décisive sur l'évacuation de l'appareil, car le fuselage étant rompu devant le siège 4a, les passagers 4a et 5a ont évacué l'avion par l'ouverture du fuselage.

Le passager en 7c a pris l'initiative de tenir la poignée d'ouverture de son issue. Dans le choc, celle-ci s'est larguée et a permis l'évacuation des passagers 6c, 7c, 8c, 9c et 7a. On constate que de nombreux passagers n'avaient que cette issue de type 3 pour évacuer l'avion.

On s'explique donc, surtout compte tenu de l'encombrement en bagages à main de la cabine, que certains passagers soient restés piégés dans l'avion.

Les passagers avant qui ont survécu au choc et qui se sont retrouvés dans la mer après la rupture du fuselage, ainsi que tous ceux qui ont évacué la partie arrière de la cabine, ont réussi en s'aidant les uns et les autres à rejoindre la côte à la nage ou à se réfugier sur l'épave flottante de l'avion.

Les témoins de l'accident sur terre se sont spontanément mobilisés pour porter secours aux survivants, soit en se jetant à l'eau pour aider les quatre personnes qui nageaient vers la côte, soit en se rendant au débarcadère où était, par chance, amarré le bateau qui sert au transport des agents de l'aviation civile entre l'aérodrome et le village. Ce bateau a permis d'évacuer les survivants qui s'étaient réfugiés sur l'avion. Ceux-ci ont ensuite reçu les premiers secours d'une antenne mobile du SAMU qui était sur place dans le cadre d'une évacuation sanitaire.

Contrairement à l'instruction 20943 DNA/2/G du 11 septembre 1979, l'aérodrome de Nuku Hiva n'est pas doté de moyens de secours qui permettent l'intervention maritime.

La présence du bateau de l'aviation civile a permis que ce manque n'ait pas de conséquences sur les opérations de secours. Notons que le temps nécessaire d'intervention, quel que soit l'équipement de l'aérodrome, ne permettait pas de secourir les personnes qui n'avaient pu, avec la seule aide des occupants de l'avion, sortir de l'épave.

Le 20 février 1991, un exercice de secours avait eu lieu sur l'aérodrome de Terre déserte. Le scénario était un accident d'avion sur terre. Il est probable que cet exercice a facilité les opérations de secours du 18 avril 1991.

Enfin, tout au long des opérations de secours, les communications se sont révélées difficiles, voire impossible aussi bien à l'intérieur de l'île qu'entre celle-ci et Papeete. Ceci a été dû principalement à la saturation des lignes téléphoniques par des utilisations sans rapport avec les opérations de secours.

2.5 - Analyse de la mise en ligne du DORNIER 228

La décision d'acquisition du DORNIER 228 a été prise par Air Tahiti le 1er mars 1990. Le premier vol commercial a été effectué le 31 octobre 1990.

Il apparaît à l'analyse des faits connus, des documents présentés et des explications fournies par ses responsables, que l'entreprise a sous-estimé le nombre, la diversité et parfois la difficulté des problèmes à résoudre pour mettre en ligne le DORNIER 228. Air Tahiti a manifestement considéré au départ cette opération comme le remplacement du Twin-Otter 300 par un avion de niveau technologique et de performances équivalents. Cette hypothèse initiale s'est révélée fautive sur de nombreux points.

L'utilisation du Dornier 228 sur piste en corail, qui avait été estimée au niveau des performances comme une utilisation sur

piste en herbe, s'est révélée poser de nombreux problèmes au niveau des performances de l'avion et de la résistance des pistes. Ces problèmes ont manifestement absorbé toute la capacité du service exploitation pendant les mois de juillet, août et septembre 1990.

Ce point n'a été éclairci qu'après les vols d'essais et de performances effectués par Dornier en Polynésie Française le 5 octobre 1990. Tous les problèmes n'étaient pour autant pas résolus puisqu'en septembre et octobre Air Tahiti et le service d'Etat échangeaient des correspondances sur les obstacles existant dans certaines trouées d'envol et pénalisant gravement la charge marchande du DO 228 sur certaines lignes.

Il est clair que, dans la situation d'insuffisance des moyens des services "Exploitation" et "Personnel navigant" relevée, pour le premier service par l'inspection SFACT/OCV de mai/juin 1988 et pour le second par l'inspection SFACT/OCV de mars 1991, Air Tahiti n'a pas pu faire face à la très forte charge de travail de ces huit mois précédant la mise en ligne du DO 228. La préparation du manuel d'exploitation est donc passée au second plan et n'a été entreprise que tardivement.

Les premiers vols commerciaux ont été effectués dans des conditions peu claires en ce qui concerne l'état exact de ce manuel d'exploitation ; l'abondance des correspondances échangées sur ce point entre Air Tahiti et le service d'Etat de l'aviation civile du 30 octobre au 22 novembre 1990 donne une bonne idée de cette confusion.

La commission d'enquête a également relevé que ce manuel d'exploitation comportait encore des lacunes le 18 avril 1991, notamment dans le domaine des procédures occasionnelles et d'urgence. La partie check-lists des procédures d'urgence (section 8.3 du manuel d'exploitation) ne comportait en effet pas d'indication de partage des tâches entre les deux membres de l'équipage dans les trois cas auxquels celui-ci a pu se référer dans les dernières minutes du vol, à savoir "Feu moteur en vol", "Arrêt moteur de précaution" et "Moteur-défaillance en vol".

La commission d'enquête a également constaté que la partie 8.2 "Répartition des tâches" de cette section 8 "Procédures d'urgence" du manuel d'exploitation n'a été introduite dans le manuel que le 21 janvier 1991. Il semble donc que le support écrit qui a été utilisé pour la qualification de type et l'adaptation en ligne des membres de l'équipage ait été la version française du manuel constructeur datée du 1er janvier 1989 et les check-lists abrégées associées qui ne comportent aucune indication de partage des tâches en situations occasionnelles et d'urgence.

La commission d'enquête considère en conséquence que la mise en ligne du DORNIER 228 est intervenue trop tôt compte tenu des insuffisances du manuel d'exploitation déposé, notamment vis à vis du partage des tâches en situations occasionnelles et d'urgence et de la non-mise à disposition des équipages de check-lists compagnie complètes. Elle y voit là une des causes possibles des réactions inappropriées et non coordonnées des membres de l'équipage confronté à une panne de moteur.

2.6 - Analyse de la structure d'Air Tahiti

2.6.1 - Direction des opérations et service exploitation

L'entreprise a nommé un directeur des opérations à la suite des conclusions de l'inspection SFACT/OCV de mai-juin 1988 mais, pour une fonction de nature essentiellement technique, la compagnie a choisi un cadre de formation juridique dont l'expérience professionnelle ne pouvait contribuer à pallier le déficit de l'entreprise en cadres spécialisés dans l'exploitation technique.

Il semble donc bien qu'au jour de l'accident le service exploitation était encore dans l'état de sous-effectif relevé dans le rapport SFACT/OCV sus-visé. Dans la liste des tâches du chef de service exploitation communiquée par l'entreprise, on peut constater qu'une grande partie des tâches d'étude et de préparation liées à la mise en service d'un nouvel avion relèvent de sa responsabilité, en complément des tâches opérationnelles classiques liées à l'exécution du programme des vols.

L'entreprise avait pourtant connu des retards dans l'élaboration du manuel d'exploitation de l'ATR 42, alors qu'elle avait probablement bénéficié dans ce cas d'une assistance technique importante du GIE ATR. Dans le cas du Dornier 228, l'assistance technique fournie par Dornier a été probablement plus réduite, le volume de travail a été important et l'équipe qui devait mener ce travail à bien n'a pas été renforcée.

Dans ce contexte d'insuffisance des moyens en cadres spécialisés dans l'exploitation technique, la mise en ligne du DO 228 paraît s'être déroulée comme une course contre la montre, certains éléments essentiels comme le manuel d'exploitation n'ayant atteint un niveau satisfaisant que plusieurs mois après les premiers vols.

2.6.2 - Service du personnel navigant

2.6.2.1 - Le personnel navigant technique

Il apparaît clairement que, ainsi que l'indiquaient déjà les inspections SFACT/OCV de mai 1988 et mars 1991, l'effectif du personnel navigant était trop tendu. En 1989 le nombre d'heures de vol par personnel navigant a été de 700 heures par an et en 1990, de 760 heures. Il s'agit d'une moyenne lissée sur 12 mois sans considération de congés ou maladies. L'activité des copilotes a été pendant cette même période de l'ordre de 780 heures par an, les butées réglementaires étant approchées pour certains d'entre eux (910 heures et 925 pour 935 heures autorisées).

La commission d'enquête a constaté que, de ce fait, une très faible proportion de membres d'équipage technique avaient pu bénéficier en 1990 d'un stage de recyclage machine et que le déroulement des stages de qualification DO 228 démontrait une situation où la pression des exigences des opérations

quotidiennes avait perturbé la formation du personnel navigant. (Stages de formation en vol parfois coupés de longues interruptions par le service en ligne).

De plus, dans le cas du réseau d'Air Tahiti, les heures de vol DO 228 représentent environ 15 % du total. Devant le nombre important de copilotes biquilifiés ATR 42 et DO 228, on peut donc s'interroger sur leur possibilité de maintien d'un bon niveau d'entraînement sur DO 228. La commission d'enquête a d'ailleurs noté pour certains personnels navigants l'existence de longues périodes entre deux vols sur le même type d'avion.

2.6.2.2 - L'encadrement du personnel navigant technique

La commission d'enquête a constaté que la structure d'encadrement du personnel navigant technique mise en place par Air Tahiti n'avait pas pu assumer de façon satisfaisante l'ensemble des responsabilités qui lui incombait. Elle a relevé en effet dans ce domaine :

- que le programme de maintien et de contrôle des compétences n'avait pas été déposé,

- que les stages de recyclage machine s'étaient situés, en volume, très en-dessous du niveau réglementaire,

- que les conditions de délivrance de la qualification de type DO 228 du commandant de bord de l'avion accidenté n'avaient pas été satisfaisantes sur tous les points,

- que les fiches de progression des stagiaires pendant les vols de qualification de type et d'adaptation en ligne étaient insuffisamment documentées,

- que le programme de qualification de type DO 228 n'avait pas été déposé dans les formes réglementaires et que l'autorisation d'exploitation du DO 228 en équipage à deux n'avait été demandée qu'en mars 1991.

Cette situation d'insuffisance de la structure d'encadrement, absence d'adjoint au chef-pilote notamment, peut-être aussi l'insuffisance du nombre des instructeurs, a eu des répercussions dans tout le système de formation du personnel navigant d'Air Tahiti et permet d'en expliquer les déficiences en ce qui concerne :

- les exigences du service du personnel navigant vis à vis du manuel d'exploitation,
- la rigueur de la formation des équipages sur DO 228,
- l'entretien du niveau professionnel des pilotes,
- le respect de la réglementation dans le domaine de la formation et de l'emploi du personnel navigant.

Le chef-pilote, insuffisamment secondé, n'a pas pu faire face dans des conditions convenables à l'ensemble de ses responsabilités. Cette situation, où les indications d'écart non résorbés par rapport à la réglementation se multipliaient, aurait dû faire l'objet d'une prise de position ferme du chef-pilote auprès de la direction générale.

2.7 - Analyse de la tutelle

2.7.1 - Répartition des compétences

La commission d'enquête a tenté d'analyser la répartition des compétences de contrôle technique entre les services centraux et locaux de l'aviation civile à partir des textes disponibles et des déclarations des responsables de ces services.

Le SFACT lui a précisé sur ce point qu'à l'exception des grandes compagnies du groupe Air France, le contrôle technique des compagnies aériennes était dévolu aux services territoriaux de l'aviation civile, et, dans le cas de la Polynésie Française, au service d'Etat de l'aviation civile.

Parmi ces compétences déléguées au service d'Etat, le SFACT cite :

- l'approbation des programmes de maintien de compétences,
- l'acceptation des manuels d'exploitation,
- les enquêtes techniques nécessaires lors de toute demande d'autorisation de transport aérien et la levée des réserves techniques éventuelles.

La commission d'enquête n'a toutefois trouvé aucune instruction par laquelle le SFACT ait délégué ces compétences de façon claire et exhaustive. Seul un compte rendu d'une réunion tenue le 13 janvier 1988 entre le SFACT et les services territoriaux métropolitains et adressé à tous les services territoriaux traite de ce sujet (bordereau d'envoi 57165 SFACT/TU du 9 mars 1988).

L'organisation actuelle donne donc à la compagnie aérienne deux interlocuteurs qui prennent les décisions de la tutelle : le SFACT et le SEAC, et un interlocuteur qui participe d'une façon essentielle à ces décisions et est en rapport à cette fin avec les services de la compagnie chargés du personnel navigant : l'organisme du contrôle en vol (OCV). La commission a constaté que les représentants de la compagnie Air Tahiti connaissaient très imparfaitement les attributions de ces services.

Cette méconnaissance est d'ailleurs largement répandue dans les compagnies aériennes. Il en résulte des incompréhensions et des délais préjudiciables au traitement des questions de sécurité pour lesquelles une grande rigueur est nécessaire. Il faut d'ailleurs remarquer qu'il n'existe pas actuellement de document clair et complet fixant les attributions des services et précisant les rapports entre usagers et services qui en résultent.

Ce manque d'organisation claire et rigoureuse de la tutelle permet de comprendre les anomalies réglementaires relevées dans l'analyse de ce dossier par la commission :

- programmes de maintien de compétences et de contrôle du personnel navigant non déposés pour l'ATR 42 ni pour le DO 228.
- programme de qualification de type DO 228 non déposé ni

approuvé dans les formes correctes mais communiqué à l'OCV par le chef-pilote de la compagnie.

De plus, un aspect de la tutelle technique exercée par les services de l'administration, et non des moindres, est le rôle de conseiller auprès des sociétés de transport aérien dont le besoin pour Air Tahiti était bien réel. Sur ce plan aussi, la complexité de la répartition des compétences entre les services de l'administration et les insuffisances de communication entre eux n'ont pas permis d'apporter à cette société tous les conseils qui lui auraient été nécessaires.

La commission d'enquête a analysé les deux derniers rapports d'inspection SFACT/OCV. Elle a constaté que l'inspection SFACT/OCV de mars 1991 avait relevé un grand nombre d'insuffisances dans le manuel d'exploitation DO 228 d'Air Tahiti, notamment en ce qui concernait sa section 8 : procédures d'urgence. La commission n'a toutefois pas trouvé mention de ce point important dans le compte rendu fait par Air Tahiti à la suite de la réunion tenue le 11 mars 1991 au service d'Etat de l'Aviation Civile en conclusion de cette inspection.

La commission d'enquête a d'autre part constaté que ces deux rapports relevaient des insuffisances dans la mise en oeuvre par l'entreprise du programme de maintien des compétences de son personnel navigant.

2.7.2 - Analyse du service d'Etat de l'Aviation Civile

La commission a noté que ce service jouait de fait un rôle très important dans le dispositif général de sécurité du transport aérien en Polynésie Française puisque c'est à lui qu'incombait le contrôle technique couvrant les opérations de la compagnie et un certain nombre d'actes importants au plan de la sécurité, notamment l'attestation de dépôt du manuel d'exploitation et l'approbation du programme de maintien de compétences.

La commission a constaté que le SEAC avait réagi de façon assez confuse lors de la mise en ligne du DO 228 et avait finalement notifié à l'entreprise une attestation de dépôt de manuel d'exploitation le 22 novembre 1990 alors que ce manuel était encore incomplet sur des points importants au plan de la sécurité. Les sections 8.2 et 8.3 n'ont en effet été incorporées qu'en janvier 1991 et comportaient encore des lacunes. Ces sections portaient sur la répartition des tâches en procédures d'urgence et sur les check-lists DO 228 de l'entrepris.

La commission s'est alors interrogée sur l'adéquation des moyens donnés au service d'Etat pour remplir sa mission. Elle a noté que la division des transports aériens de ce service était dotée d'un ingénieur, d'un pilote inspecteur du SFACT et de quatre techniciens. Elle a toutefois remarqué que l'instruction 23325 du 6 mars 1986 relative à la mission des pilotes inspecteurs du SFACT était très orientée vers l'aviation générale et n'a donc pas permis au SEAC d'utiliser pleinement la compétence et l'expérience de son pilote inspecteur dans le cadre

des attributions de contrôle technique des compagnies qui lui étaient déléguées par le SFACT.

2.7.3 - Evaluation de la tutelle

La commission d'enquête considère que l'organisation de la tutelle, ses méthodes de travail, ses moyens et son action ne lui ont pas permis de détecter et de faire corriger par Air Tahiti une situation insatisfaisante au plan de la sécurité sur plusieurs points, alors que certains indices précurseurs étaient apparus depuis deux ans.

III - Conclusions

3.1 - Faits établis par l'enquête

L'aéronef était certifié et entretenu conformément à la réglementation en vigueur. La masse et le centrage n'ont pas joué de rôle dans l'accident. L'équipage détenait les brevets licences et qualifications réglementaires nécessaires à l'accomplissement du vol.

Alors que l'équipage effectuait une approche à vue par beau temps vers l'aérodrome de Nuku Hiva, en descente vers la branche vent arrière de la piste 06, vers deux mille pieds et aux environs du croisement du prolongement de l'axe de la piste, il a été confronté à une défaillance mécanique d'un roulement d'entraînement des accessoires du moteur gauche qui a entraîné son extinction immédiate.

Face à cet événement, les réactions de l'équipage paraissent avoir été précipitées, désordonnées et non coordonnées entre elles. Elles se sont traduites par une coupure du moteur vif et par l'insuccès de son rallumage. Elles se sont également manifestées par une succession de plusieurs stratégies de pilotage de la trajectoire, chacune d'entre elles ruinant les chances de succès de la suivante. Le vol s'est terminé par un amerrissage, décidé au dernier moment et non préparé, qui a été d'une très grande brutalité et a été une des causes du nombre élevé de victimes.

3.2 - Causes de l'accident

L'accident résulte d'une succession d'actions inappropriées de l'équipage face à une défaillance mécanique d'un moteur dont l'occurrence à elle seule n'aurait jamais dû conduire à cette issue.

Parmi les facteurs permettant d'expliquer cette contre-performance de l'équipage, la commission d'enquête a relevé :

1) - L'influence d'une possible imprégnation alcoolique des membres d'équipage.

2) - Un manque de rigueur dans la qualification de type de l'équipage.

3) - Des lacunes dans le manuel d'exploitation déposé (absence de partage des tâches dans certaines situations occasionnelles ou d'urgence).

4) - Des insuffisances dans le dispositif d'Etat de contrôle technique de l'entreprise.

IV - Recommandations

4.1 - Formation du personnel navigant technique

4.1.1 - Qualification de type

La Commission d'enquête a constaté que le commandant de bord de l'appareil accidenté avait obtenu sa qualification de type alors que son résultat général à l'examen de fin de stage théorique avait été légèrement inférieur au minimum prévu au programme de la compagnie et que, surtout, son résultat partiel sur le chapitre procédures occasionnelles et d'urgence avait été très insuffisant. Un seul objectif de moyenne générale élevée n'est donc pas suffisant pour éviter des lacunes graves dans certaines matières.

La Commission d'enquête recommande :

- que l'Administration s'assure, avant d'approuver un programme de qualification de type déposé par une entreprise de transport aérien conformément au § 6.1.3.4 de l'arrêté du 31 juillet 1981 relatif aux qualifications de classes et de types, que ce programme comporte des exigences de résultats minimums par groupe de matières enseignées pendant le stage théorique en complément du minimum requis pour le résultat général de l'examen de fin de stage.

4.1.2 - Entraînement de familiarisation

Cet entraînement, qui est distinct de la qualification de type, est prévu au paragraphe 6.3.5 de l'arrêté du 5 novembre 1987. Il a pour objet la familiarisation avec l'exploitation du type d'avion dans la compagnie et avec l'utilisation du manuel d'exploitation sur le réseau concerné. Il est sanctionné par un contrôle de compétences qui doit inclure la vérification de la connaissance des règles de répartition des tâches propres à l'entreprise. Cet entraînement et ce contrôle de compétence sont en général effectués en ligne.

La commission d'enquête constate qu'en l'état actuel de la réglementation, une entreprise peut lâcher en ligne un pilote dont le contrôle de compétences (effectué en ligne) n'a pas permis de vérifier en situation réelle sa connaissance des règles de répartition des tâches en situations occasionnelles et d'urgence.

La commission recommande :

- que le paragraphe 6.3.5 de l'arrêté du 5 novembre 1987 modifié soit revu afin de viser explicitement les règles de répartition des tâches en situations occasionnelles et d'urgence.

- que l'Administration s'assure que les programmes d'entraînement de familiarisation et de contrôle des compétences déposés par les entreprises couvrent ce point de façon satisfaisante (entraînement et contrôle effectués sur ce point hors ligne ou au simulateur).

4.1.3 - Maintien et contrôle des compétences

La commission d'enquête a constaté que l'entreprise n'avait pas déposé de méthodes d'entraînement et que celles-ci n'avaient donc, de ce fait, pas été approuvées par l'Administration (§ 6.5.1 de l'arrêté du 5 novembre 1987). Ces dispositions, applicables depuis le 30 novembre 1988, auraient donné à l'entreprise et à l'Administration une meilleure évaluation des moyens nécessaires et des performances atteintes dans ce domaine par Air Tahiti. La surcharge du service du personnel navigant aurait été ainsi mise en évidence.

Devant cette carence, la commission d'enquête s'est interrogée sur l'intérêt d'introduire dans l'arrêté du 5 novembre 1987 une exigence d'annualité pour le dépôt par l'entreprise de ses programmes d'entraînement et de contrôle. On comprend en effet que ce dépôt puisse ne pas être effectué dès la mise en service d'un avion nouveau, mais il conviendrait alors de limiter la période de tolérance. L'exigence d'annualité pourrait apporter une réponse à cette préoccupation. Elle correspondrait d'ailleurs au rythme de renouvellement des programmes d'entraînement et de contrôle que l'on constate dans la plupart des grandes compagnies.

La commission d'enquête recommande :

- que l'Administration étudie une éventuelle modification des paragraphes 6.5.1 et 6.5.3 de l'arrêté du 5 novembre 1987 pour y introduire une exigence nouvelle d'annualité du dépôt de leurs programmes d'entraînement et de contrôle par les entreprises de transport aérien (cette exigence pourrait également comporter un bilan de l'année écoulée).

4.1.4 - Inspections périodiques SFACT/OCV

La commission d'enquête a constaté que l'entreprise avait fait l'objet de deux inspections SFACT/OCV, l'une approfondie en mai/juin 1988, l'autre limitée en mars 1991 (un peu plus d'un mois avant l'accident). Cette dernière inspection qui aurait dû couvrir l'ensemble du domaine opérationnel a en fait porté plus particulièrement dans sa phase terrain sur des problèmes ponctuels urgents.

De ce fait, l'absence de partage des tâches sur les check-lists occasionnelles et d'urgence du DO 228 n'a pas été évoquée lors de la réunion de conclusions tenue le 11 mars 1991 en

présence du directeur du service d'Etat de l'aviation civile et ce point n'était pas corrigé le jour de l'accident.

La commission s'est également interrogée sur le contrôle par l'administration des suites données par l'entreprise aux mesures correctives prescrites dans les rapports SFACT/OCV.

La commission d'enquête recommande :

- que les inspections périodiques SFACT/OCV des entreprises de transport aérien soient effectuées selon un canevas précis notifié à l'avance à l'entreprise par la Direction Générale de l'Aviation Civile et suivi par les inspecteurs.

- que les conclusions essentielles de ces inspections soient immédiatement notifiées à l'entreprise au cours d'une réunion finale tenue entre les inspecteurs, les dirigeants de l'entreprise et les responsables locaux de l'aviation civile et qu'il en soit établi un compte-rendu adressé à toutes les parties.

- que l'administration assure un suivi rigoureux de l'application par les entreprises des mesures correctives prescrites à la suite des contrôles effectués et utilise les moyens réglementaires disponibles pour les faire appliquer.

4.2 - Mise en ligne d'un avion dans les territoires d'outre mer

4.2.1 - Instruction technique et levée des réserves

L'enquête a montré que l'entreprise avait une connaissance insuffisante des procédures administratives à respecter pour mettre en service un nouvel avion et qu'elle avait sous-estimé la diversité, la difficulté et le volume des tâches à accomplir.

Cette erreur d'appréciation n'a pas été, dès le début du processus, portée à sa connaissance du fait que le service d'Etat de l'aviation civile n'a pas été sollicité pour procéder à une instruction technique préalable de cette opération de mise en service d'un nouvel avion et n'a pas formellement notifié à l'entreprise la liste des réserves techniques qu'elle aurait à lever avant de mettre l'avion en service commercial.

La commission d'enquête recommande :

- que les services du Territoire demandent au service d'Etat de l'aviation civile de procéder à une enquête technique sur l'entreprise de transport aérien avant toute décision d'autorisation de transport aérien ou d'approbation de programmes généraux d'achat ou de location de matériel volant par le Gouvernement du Territoire.

- que le service d'Etat de l'aviation civile, dès que la décision de principe en a été prise par le Gouvernement du Territoire, notifie par écrit à l'entreprise la liste des réserves techniques qu'elle devra avoir levées avant le début de l'exploitation de son autorisation de transport aérien ou avant la mise en service d'un nouvel avion.

4.2.2 - Manuel d'exploitation

L'enquête a démontré que l'entreprise avait mis en service le Dornier 228 le 31 octobre 1990 après avoir déposé la veille son manuel d'exploitation auprès du service d'Etat de l'aviation civile. Celui-ci a constaté des omissions importantes qu'il a fait rectifier et n'a prononcé l'attestation de dépôt de ce manuel que le 22 novembre 1990. Ce manuel ne comportait alors toujours pas d'indication de répartition des tâches dans certaines situations occasionnelles et d'urgence.

La commission d'enquête estime que les dispositions de l'arrêté du 5 novembre 1987 devraient être précisées en ce qui concerne le chapitre 4 "Manuel d'exploitation". Il est en effet clair que le rôle de l'administration locale de l'aviation civile est de s'assurer, préalablement à la mise en service d'un avion, que les chapitres principaux en ce qui concerne la sécurité ont bien été traités dans le manuel d'exploitation déposé. L'analyse de cet accident a montré l'importance de la section "procédures d'urgence" de la partie utilisation de ce manuel.

Ce premier examen devrait être effectué par le service local de l'aviation civile selon des règles précises et celle-ci devrait disposer du temps nécessaire pour effectuer ce travail de façon sérieuse. Le résultat de cet examen est l'attestation de dépôt de manuel d'exploitation délivrée par l'administration à l'entreprise. Cette attestation devrait impérativement intervenir avant la mise en service de l'avion.

La commission d'enquête recommande :

- que le paragraphe 4.1.3.1 de l'arrêté du 5 novembre 1987 soit modifié afin d'y inclure la notion de délai minimum entre le dépôt du manuel d'exploitation et la mise en service de l'avion. Un préavis d'un mois pourrait être un minimum réaliste.

- que le paragraphe 4.1.3.3 de ce même arrêté soit modifié afin d'y préciser que la mise en service commercial d'un avion ne peut intervenir avant que l'attestation de dépôt du manuel d'exploitation n'ait été notifiée par l'administration à l'entreprise.

- que le SFACT élabore à l'intention des services locaux de l'aviation civile un guide d'examen du manuel d'exploitation et leur rappelle les points principaux sur lesquels, en cas de constat de carence, des modifications doivent être imposées à l'exploitant avant délivrance de l'attestation de dépôt de ce manuel.

4.3 - Rapports compagnies administration

4.3.1 - Simplification des relations entre les sociétés de transport aérien et l'administration (quichet unique)

La commission d'enquête a constaté que les sociétés de transport aérien pouvaient aujourd'hui s'adresser à un grand nombre de services de l'administration dans le cadre des

différentes démarches qui découlent de l'application de la réglementation technique (direction régionale, différentes divisions du service central de la formation aéronautique et du contrôle technique, organisme du contrôle en vol).

Cette situation nuit à l'efficacité de la tutelle technique exercée par l'administration sur ces sociétés. En particulier, le service régional (service d'Etat de l'Aviation Civile dans le cas de la Polynésie Française) ne dispose pas de toutes les informations lui permettant de contrôler et de conseiller efficacement ces sociétés. Cette situation peut avoir des conséquences sur la sécurité (écart par rapport à la réglementation non détecté et non corrigé dans le domaine du maintien des compétences).

Compte tenu des difficultés de communication qui leur sont spécifiques, les territoires du Pacifique y sont particulièrement vulnérables.

La commission d'enquête recommande :

- que la Direction Régionale de l'Aviation Civile ou le service équivalent outre-mer soit désigné comme premier interlocuteur de l'Aviation Civile pour les sociétés de transport aérien.

- que toutes les correspondances échangées entre ces sociétés et l'administration de l'Aviation Civile (y compris l'OCV) passent en conséquence obligatoirement par la Direction Régionale de l'Aviation Civile ou le service outre-mer équivalent (quel que soit le niveau de décision compétent au sein de l'administration).

4.3.2 - Système d'amendes incitatif

La commission a constaté que, sur un certain nombre de points touchant notamment à la composition des équipages, au maintien des compétences et au contrôle du personnel navigant technique, la société Air Tahiti n'avait pas respecté la réglementation et ceci de façon durable (§ 6.2.5, 6.5.1 et 6.5.3.6 de l'arrêté du 5 novembre 1987). La commission d'enquête a également constaté que le service d'Etat de l'Aviation Civile n'était pas intervenu pour faire corriger ces écarts.

Or la loi n°89-467 du 10 juillet 1989 sur la sécurité du transport aérien édicte les sanctions pénales encourues par une société de transport aérien qui exploite un avion dans des conditions non conformes aux dispositions du code de l'Aviation Civile et des arrêtés pris en application de ce code. Cette loi et le décret d'application n°91-262 du 4 mars 1991 prévoient une procédure de transaction dont l'initiative est dévolue en Polynésie Française au directeur du service d'Etat de l'Aviation Civile. Cette procédure permet à l'autorité administrative de fixer le montant de l'amende transactionnelle en fonction de la gravité de l'infraction et du taux de l'amende pénale encourue. Ces textes ont fait l'objet d'une circulaire interministérielle en date du 2 août 1991.

La commission d'enquête considère qu'il convient de donner

fermement instruction aux services de l'Aviation Civile de faire application des dispositions répressives nouvelles prévues par la loi et d'utiliser la procédure transactionnelle prévue pour inciter les sociétés de transport aérien à se mettre rapidement en règle avec les dispositions législatives et réglementaires visant la sécurité du transport aérien.

La commission d'enquête recommande :

- que la Direction Générale de l'Aviation Civile s'assure de l'application effective de ces textes récents et diffuse, en complément de la circulaire interministérielle du 2 août 1991, des règles d'application communes aux services chargés d'établir les propositions de transaction.

4.4 - Organisation de la fonction contrôle technique

4.4.1 - Répartition des compétences entre les services de l'Aviation Civile

La commission d'enquête a constaté que les services de l'administration de l'aviation Civile n'avaient pas toujours une idée claire et précise de leurs compétences respectives (en particulier sur la répartition des compétences entre le niveau central et le niveau local). Elle a noté à cet égard que l'instruction 5495 DTA/J du 17 octobre 1961 était toujours le seul texte applicable en la matière et qu'elle nécessitait une sérieuse remise à jour.

La commission d'enquête a également constaté que l'entreprise n'avait pas une connaissance suffisante des règles administratives à suivre pour la mise en service d'un nouvel avion et de la répartition des compétences entre les services de l'administration dans le domaine du contrôle technique.

La commission d'enquête trouve dans ces constats une explication partielle aux insuffisances relevées vis à vis de l'entreprise en ce qui concerne l'application de la réglementation et à la non-détection de ces écarts par les services de l'aviation civile. Elle considère que cette situation peut avoir contribué de façon indirecte à certaines des causes de l'accident.

La commission d'enquête recommande :

- qu'un texte approprié fixe de façon claire et exhaustive la répartition des compétences de conseil et de décision dans le domaine du contrôle technique entre les différents services centraux et locaux de la Direction Générale de l'Aviation Civile et que ce texte soit diffusé à tous les services intéressés et aux sociétés de transport aérien.

- que la réglementation des transports aériens - partie 6 - soit précisée ou complétée pour couvrir de façon explicite les procédures à suivre pour les demandes d'autorisation de transport aérien interinsulaire et leur instruction technique dans les territoires d'Outre-Mer.

4.4.2 - Renforcement des moyens des services de l'Aviation Civile Outre-Mer

La commission d'enquête a constaté que le service d'Etat de l'Aviation Civile paraissait avoir éprouvé des difficultés pour faire face à l'ensemble de ses missions de contrôle technique vis à vis d'Air Tahiti, notamment en ce qui concerne la mise en service du Dornier 228.

Plus généralement, la commission d'enquête a noté l'importance du rôle dévolu de fait aux services régionaux de l'Aviation Civile dans le domaine du contrôle technique. Ce rôle est particulièrement important Outre-Mer et notamment en Polynésie Française, compte tenu de la place du transport aérien dans le développement du Territoire et des difficultés de communication entre la Polynésie Française et la métropole (éloignement et décalage horaire).

La commission d'enquête recommande :

- que l'organisation et le cadre de fonctions (effectifs et profils) des services de l'Aviation Civile Outre-Mer (en premier lieu du service d'Etat de l'Aviation Civile en Polynésie Française) fassent l'objet d'un réexamen.

4.5 - Réglementation d'emploi des personnels navigants techniques

4.5.1 - Entraînement et contrôle des membres d'équipage biquaifiés

La commission d'enquête a constaté que, dans les cas d'exploitation en biquaification d'un réseau privilégiant fortement un type d'avion, un problème spécifique d'entraînement et de contrôle des membres d'équipage pouvait apparaître.

Or la réglementation ne prévoit actuellement aucune disposition spécifique à cette situation d'exploitation dans les paragraphes pertinents de l'arrêté du 5 novembre 1987 (6.5.1, 6.5.3.2 et 6.6.1).

La commission d'enquête recommande :

- que l'Administration étudie un éventuel amendement du paragraphe 6.6.1 de l'arrêté du 5 novembre 1987 afin de garantir, dans les cas d'exploitation en biquaification, un équilibre entre la pratique des deux types d'avion par les membres d'équipage, assurant ainsi le maintien d'une bonne compétence sur les deux types d'avion.

4.5.2 - Aspects médicaux

Les constatations faites à l'occasion de cet accident amènent la commission à s'interroger sur l'adéquation du dispositif réglementaire actuel en matière de prévention du risque d'imprégnation alcoolique pour le personnel de conduite des avions de transport.

La commission d'enquête recommande :

- que des dispositions réglementaires appropriées imposent aux sociétés de transport aérien de prévoir dans leur règlement compagnie concernant le personnel navigant un délai minimum de non ingestion d'alcool avant chaque vol.

- que des dispositions législatives appropriées soient élaborées pour définir et contrôler l'état d'imprégnation alcoolique des personnels navigant du transport aérien dans l'exercice de leurs fonctions.

4.6 - Equipement des aérodromes de Polynésie Française

La commission d'enquête a noté que l'aérodrome de Nuku Hiva, comme la plupart des aérodromes de Polynésie Française, n'était doté d'aucun moyen d'intervention aquatique et que cette situation s'écartait des prescriptions de l'instruction 20943 DNA/2/G du 11 septembre 1979.

Certes, cette instruction n'est pas applicable de droit aux aérodromes territoriaux et le nombre et la diversité des aérodromes "côtiers" pose en Polynésie Française un problème tout à fait particulier.

La commission d'enquête recommande :

- qu'une étude d'adaptation et d'extension aux territoires d'Outre-mer de la réglementation sur l'équipement des aérodromes côtiers en matériel d'intervention aquatique soit effectuée.

4.7 - Communications

La commission a noté que des difficultés de communication avaient été rencontrées aussi bien entre l'aérodrome et le lieu de l'accident qu'entre l'île de Nuku Hiva et Papeete. Ceci est dû au manque d'équipement de l'aérodrome en moyens de communications portatifs et à la saturation des lignes téléphoniques entre Tahiti et Nuku Hiva.

La commission d'enquête recommande :

- qu'un programme d'équipement de certains aérodromes de Polynésie Française en moyens de communication portatifs soit défini et mis en oeuvre.

- que l'administration de l'aviation civile étudie avec l'Office des Postes et des Télécommunications de Polynésie Française les dispositions qui pourraient être prévues et mises en oeuvre très rapidement en cas d'accident, pour que toute la capacité en circuits existant entre Papeete et une île puisse être réservée à une action de sauvetage lorsque celle-ci intervient.

APPROBATION DU RAPPORT

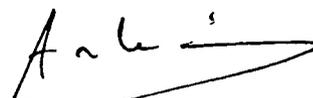
Le présent rapport a été approuvé à l'unanimité par les membres de la commission d'enquête le 19 mai 1992.

Le Président



Alain MONNIER

Le Vice-Président



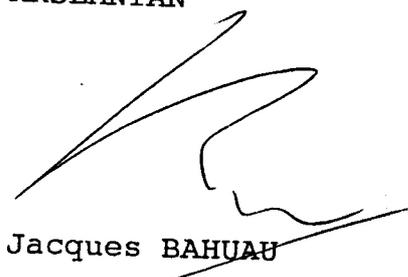
Paul ARSLANIAN



Henri MAROTTE



Luc POTY



Jacques BAHUAUD



Alain DELAVET



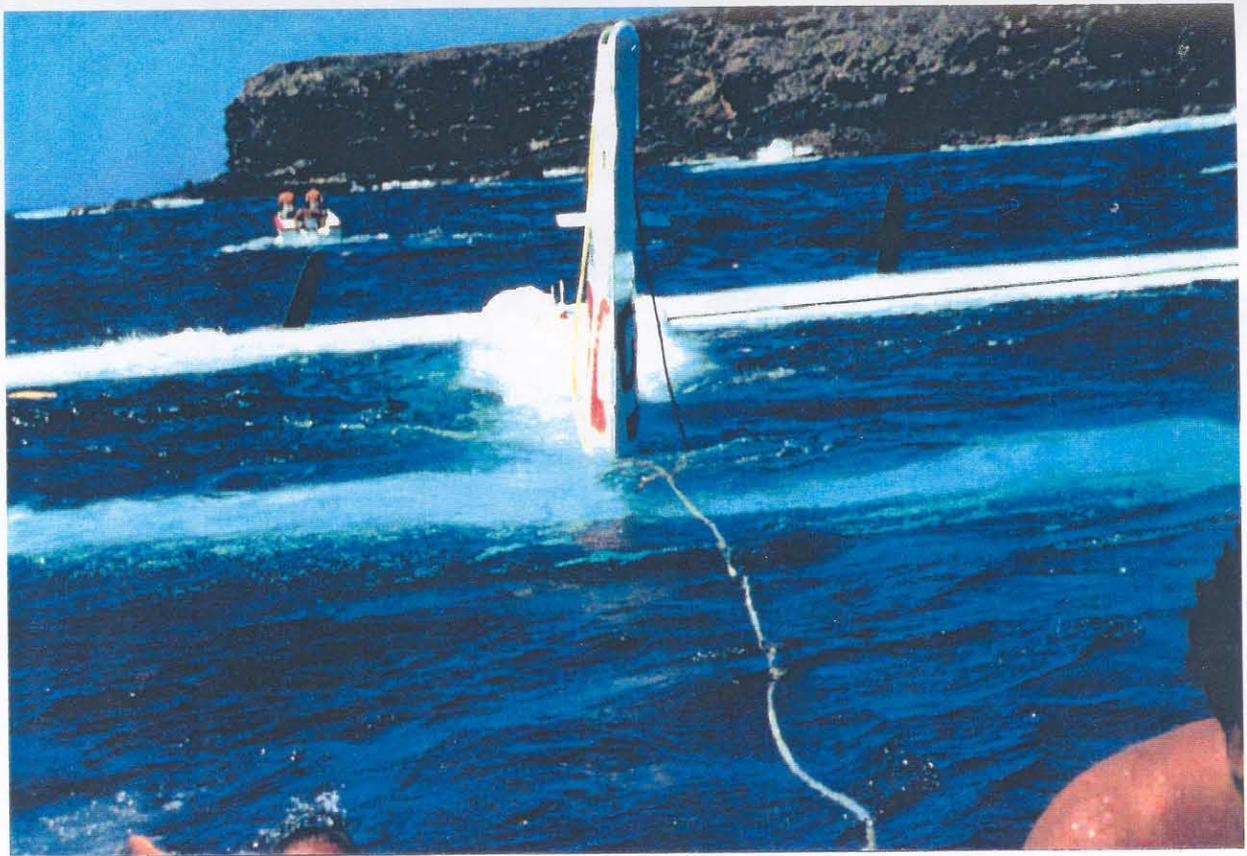
Philippe TUMAHAI

IV - ANNEXES

- photos
- graphes UFDR
- trajectoire
- vues des dommages au moteur gauche
- répartition des victimes à bord de l'avion

ANNEXE 1

Photos



VUE DE L'EPAVE LORS DE SON REMORQUAGE VERS LE PORT



VUE DES HELICES



PYLONE CENTRAL

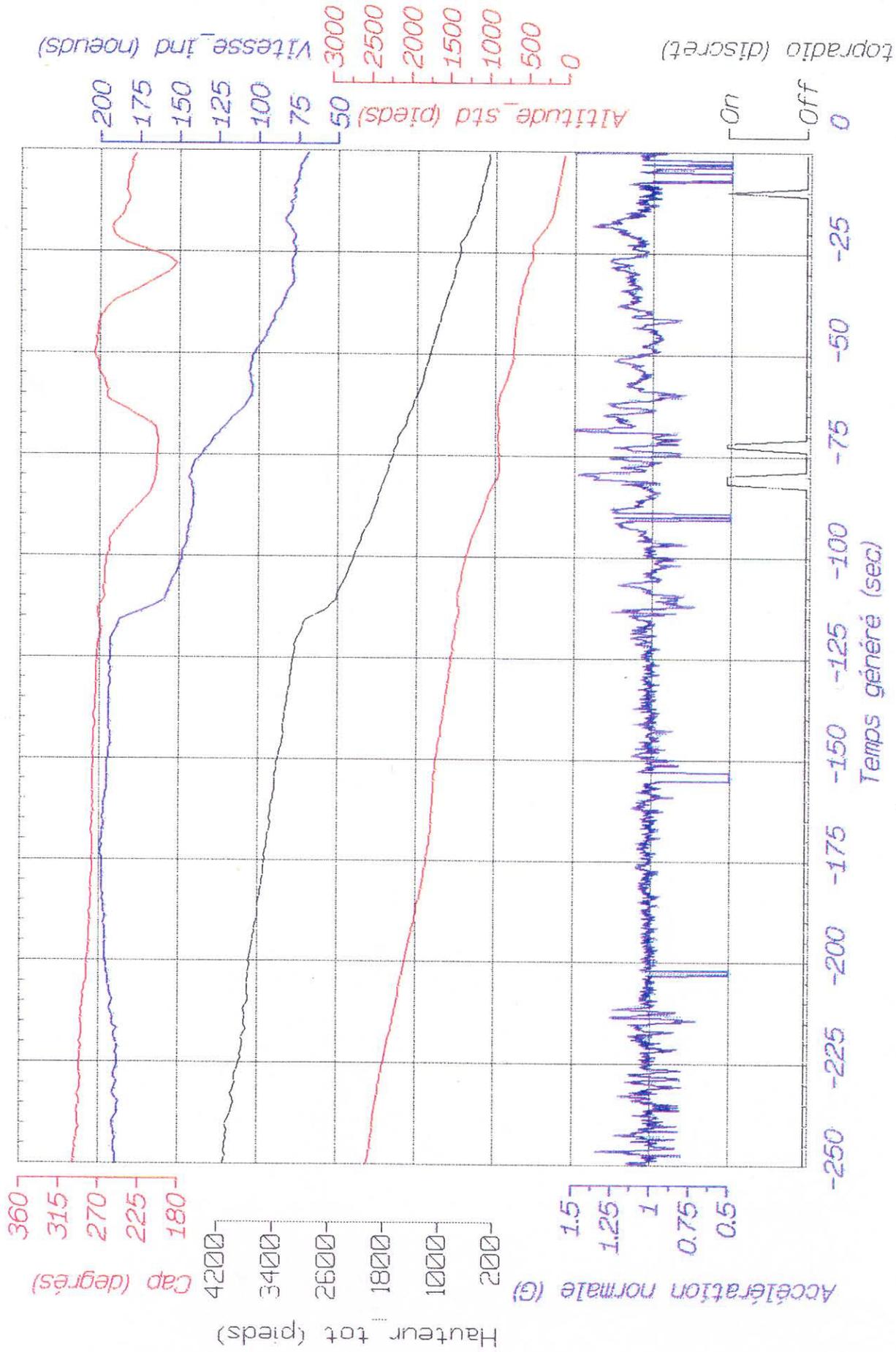
ANNEXE 2

Graphes UFDR

ACCIDENT DE NUKU-HIVA

le 18 avril 1991

DO 228 immat. F-CHAB



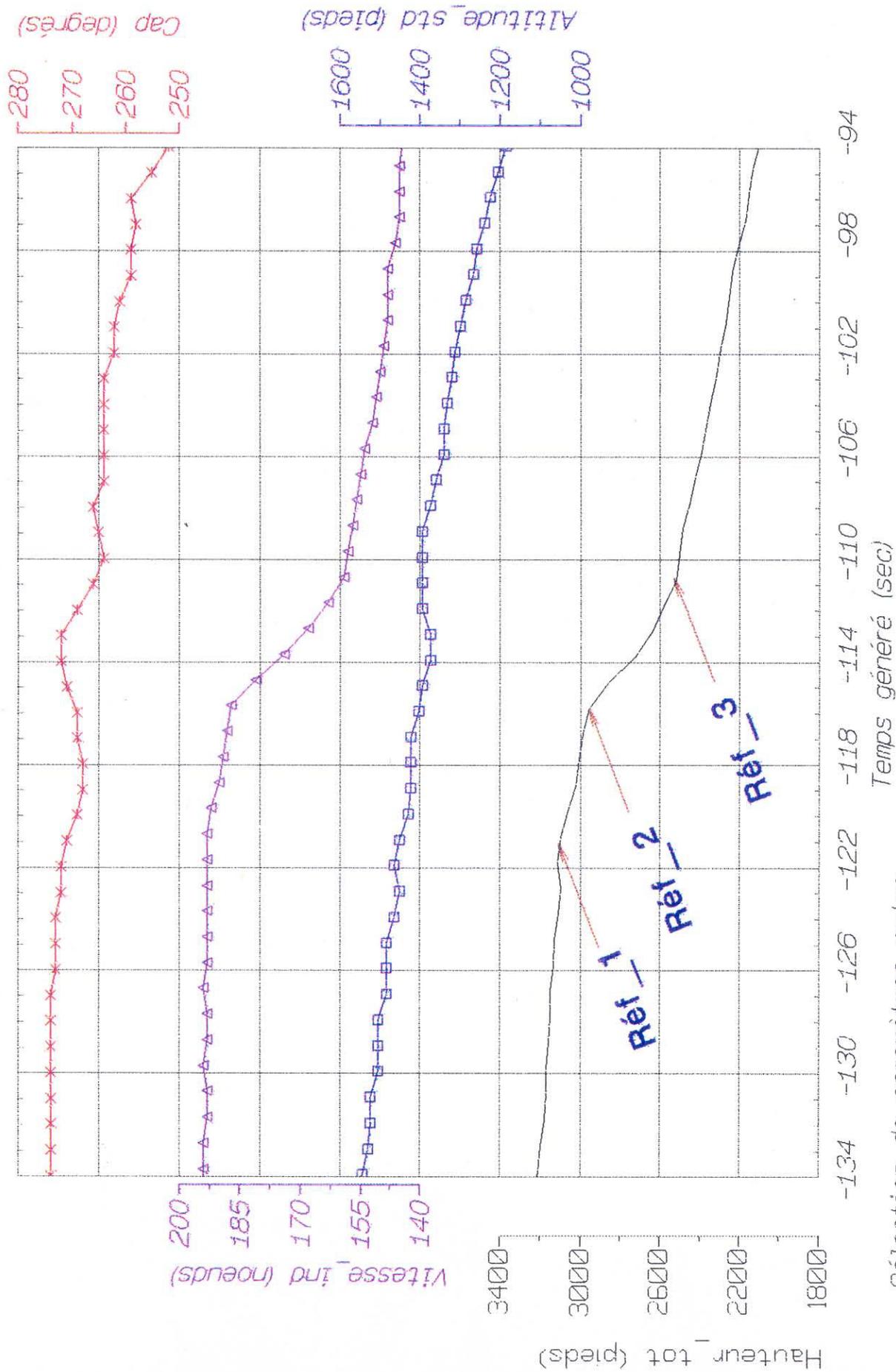
Octobre 1991

Laboratoires B.E.A.

ACCIDENT DE NUKU-HIVA

le 18 avril 1991

DO 228 immat. F-OHAB



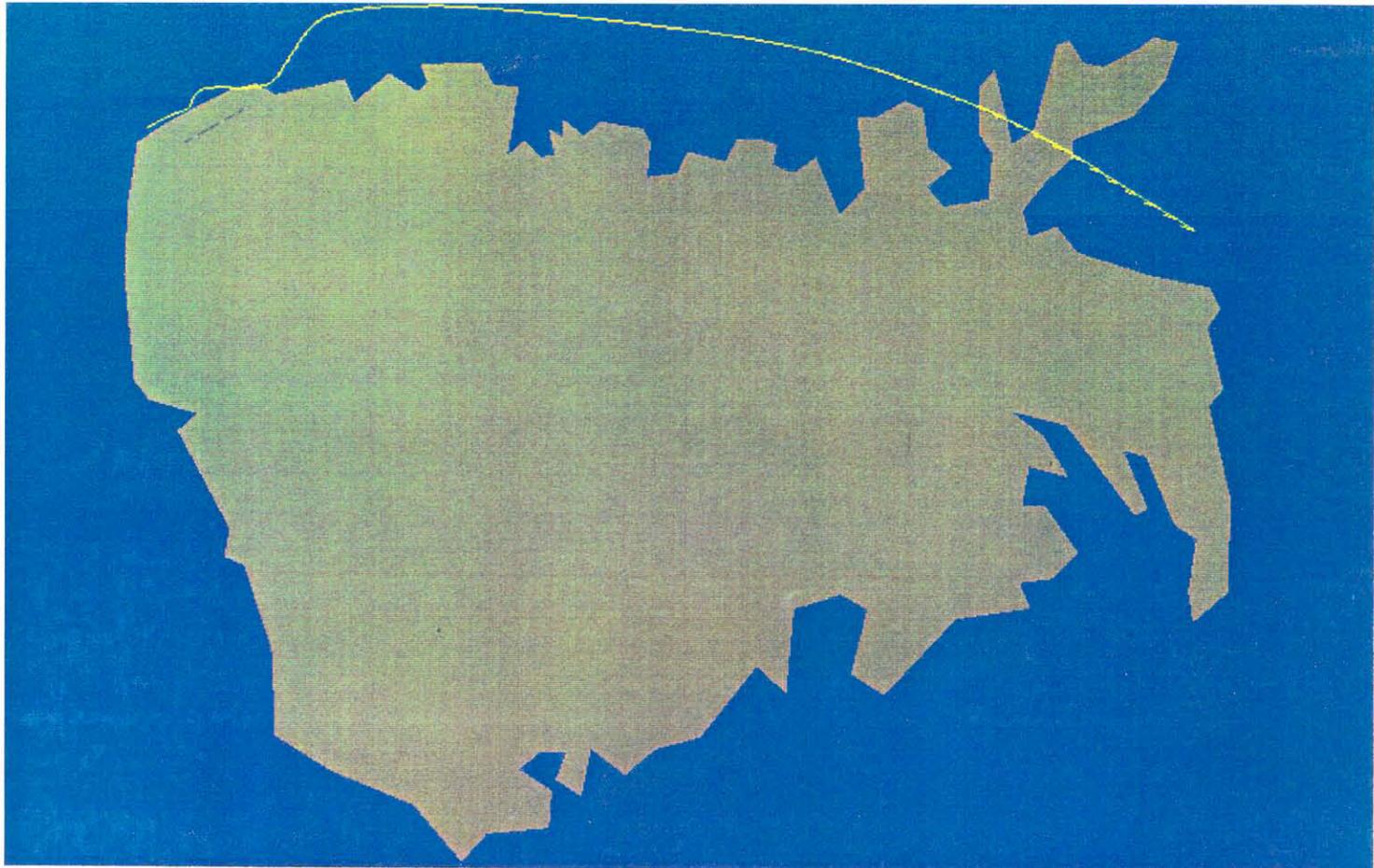
Sélection de paramètres entre

les secondes -134 et -94

Laboratoires B.E.A. Oct. 1991

ANNEXE 3

Trajectoire

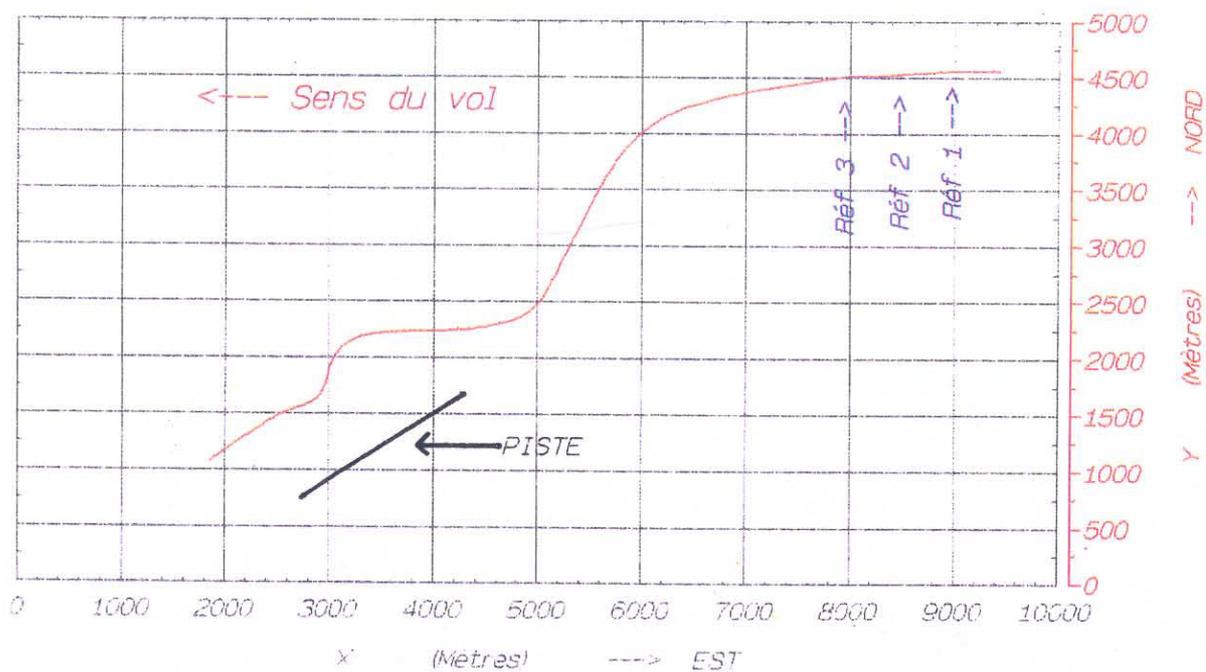


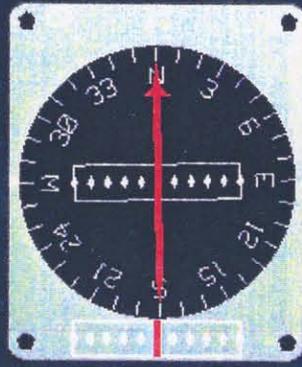
RECONSTITUTION DE L'ILE ET DE LA TRAJECTOIRE D'APRES
LES DONNEES DE L'UFDR

ACCIDENT DE NUKU-HIVA

TRAJECTOIRE FINALE

DO 228 F-CHAB



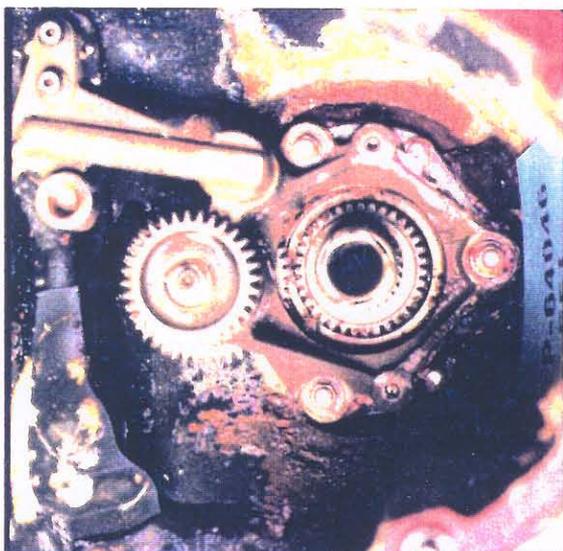


ALTERNAT :

VUE AU MOMENT DE L'ARRÊT DU MOTEUR GAUCHE

ANNEXE 4

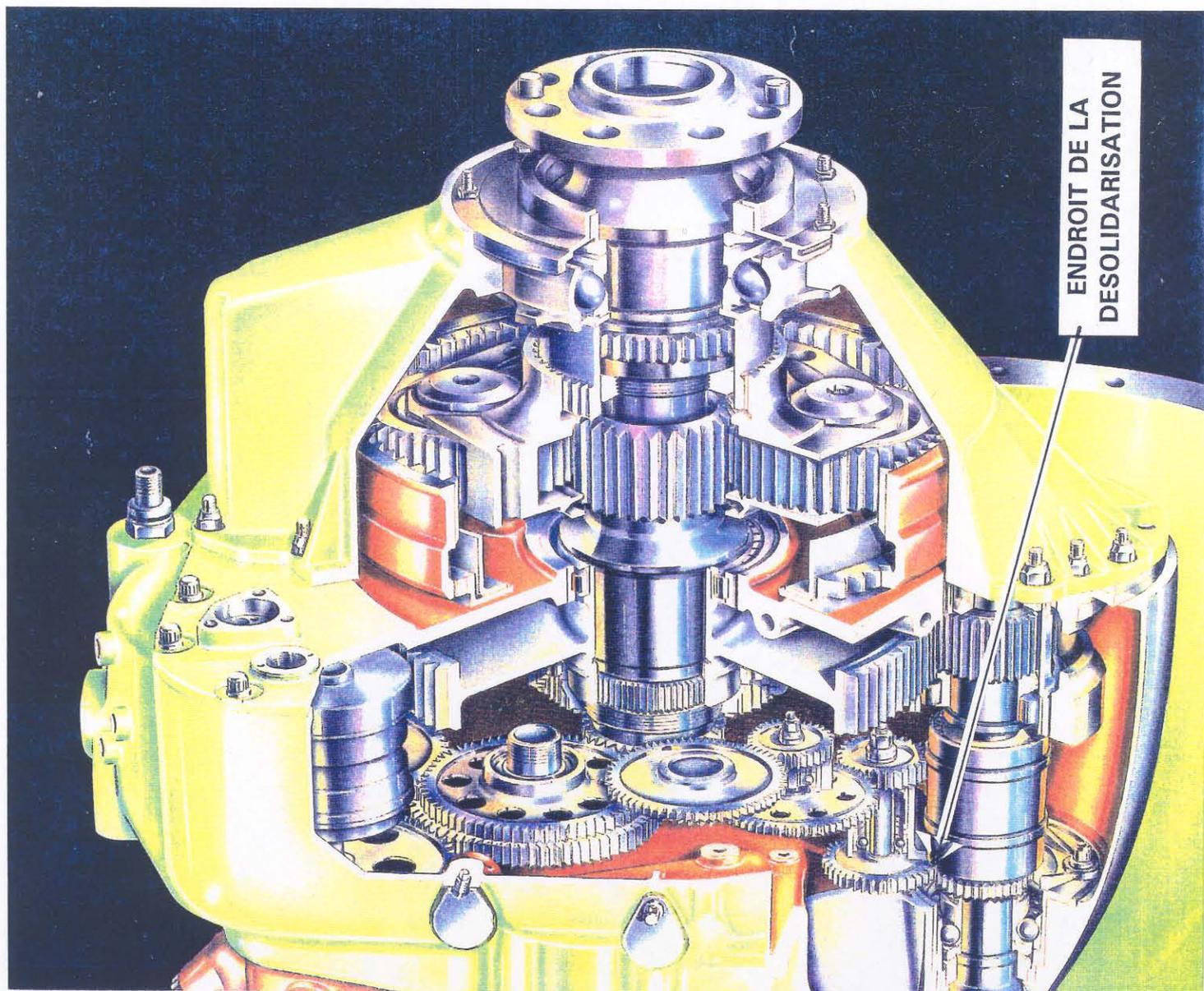
Vues des dommages au moteur gauche



PIGNONS DESOLIDARISES



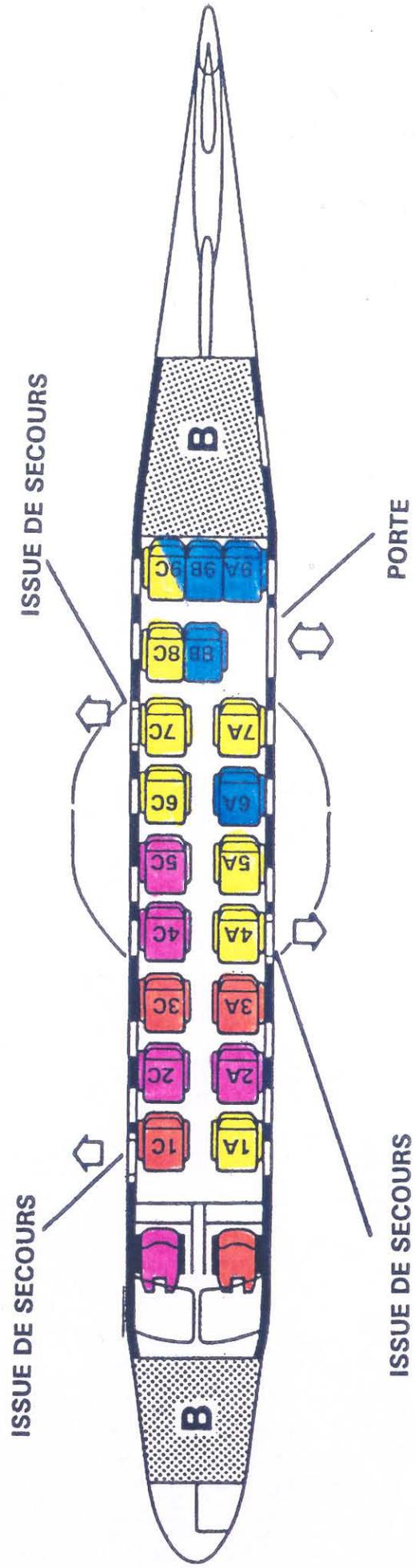
CAGE DE ROULEMENT ROMPUE



ENDROIT DE LA
DESOLIDARISATION

ANNEXE 5

Répartition des victimes à bord de l'avion



- Blessés légers
- blessés graves
- Morts noyés
- Morts par blessure