

JOURNAL OFFICIEL

DE LA RÉPUBLIQUE FRANÇAISE

ÉDITION

DES

DOCUMENTS ADMINISTRATIFS

Abonnements à l'Édition des DOCUMENTS ADMINISTRATIFS : France et Outre-Mer : 9 F ; Etranger : 12 F.
(Compte chèque postal : 9063-13, Paris.)

PRIÈRE DE JOINDRE LA DERNIÈRE BANDE
aux renouvellements et réclamations

DIRECTION, REDACTION ET ADMINISTRATION
26, RUE DESAIX, PARIS 15^e

POUR LES CHANGEMENTS D'ADRESSE
AJOUTER 0,20 F

MINISTÈRE DES TRAVAUX PUBLICS ET DES TRANSPORTS

RAPPORT D'ENQUÊTE

sur l'accident du Boeing 707 F-BHSM
survenu à Orly le 3 juin 1962

SOMMAIRE

Pages.	Pages.
1. — Renseignements sur l'accident..... 10	6. — Aides à la navigation..... 13
2. — Résumé 10	7. — Communications air-sol..... 14
2.1. — Résumé de l'accident..... 10	8. — Intervention des moyens de sécurité et de lutte contre l'incendie 14
2.2. — Conséquences 10	9. — Enquête technique..... 14
2.3. — Commission d'enquête..... 10	9.1. — Devis de poids et centrage..... 14
3. — Renseignements sur l'aéronef..... 10	9.2. — Plan de vol..... 14
3.1. — Cellule 10	9.3. — Examen de l'épave..... 14
3.2. — Réacteurs 11	9.4. — Expertises et essais..... 15
3.3. — Instruments de bord..... 11	9.5. — Etude de la bande de l'enregistreur..... 17
3.4. — Entretien 11	9.6. — Etude des dépositions..... 18
4. — Renseignements sur l'équipage..... 11	9.7. — Photographies et film..... 19
4.1. — Commandant de bord..... 11	10. — Reconstitution du roulement du F-BHSM..... 19
4.2. — Copilote 12	11. — Hypothèses sur les causes de l'accident..... 20
4.3. — Navigateur 13	12. — Conclusions 23
4.4. — Mécanicien navigant..... 13	
4.5. — Personnel navigant commercial..... 13	
5. — Conditions météorologiques..... 13	

PREMIERE PARTIE

1. Renseignements sur l'accident.

- 1.1. **Lieu.**
Aérodrome d'Orly, territoire de la commune de Villeneuve-le-Roi, à l'extrémité et dans le prolongement de la piste 08 (longueur 3.320 mètres), à 550 mètres au-delà du seuil de piste, altitude 89 mètres (292 pieds).
- 1.2. **Date et heure.**
3 juin 1962, à 11 h 34 mn (1).
- 1.3. **Exploitant.**
Air France.
- 1.4. **Propriétaire.**
Air France.
- 1.5. **Aéronef.**
Type Boeing 707 328.
Numéro constructeur. 2113.
Date de construction. septembre 1960.
Immatriculation F-BHSM. } détruit à 100 p. 100.
- 1.6. **Equipage.**
Un commandant de bord..
Un copilote
Un navigateur
Un mécanicien
Un chef de cabine.....
Trois hôtesses.....
Deux stewards..... } tous tués, à l'exception de deux hôtesses survivantes.
- 1.7. **Passagers.**
122. — 20 en première classe, 102 en classe économique : tous tués.
- 1.8. **Type d'utilisation.**
Transport public international, vol charter, ligne Air France 007 Paris—Atlanta—Houston (via New York).
- 1.9. **Phase de vol.**
Décollage.
- 1.10. **Type d'accident.**
Décollage avorté : l'avion percute les obstacles situés 500 mètres après la sortie de piste, qui provoquent sa destruction totale.
2. **Résumé.**
- 2.1. **Résumé de l'accident.**

L'avion Boeing 707 328, immatriculé F-BHSM, appartenant à la Compagnie nationale Air France, devait effectuer le 3 juin 1962 le transport à la demande de Paris à New York d'un groupe culturel américain d'Atlanta comprenant 122 personnes. Dix membres d'équipage se trouvaient à bord de l'avion. M. Hoche était commandant de bord de l'avion.

L'avion est arrivé à 8 h 47 mn au poste de stationnement D 24 d'Orly.

Après embarquement des 122 passagers, le F-BHSM a quitté le poste de stationnement D 24, à 11 h 28 mn et s'est dirigé, après en avoir eu l'autorisation, vers l'entrée de la piste 08 en empruntant la voie de circulation n° 13.

A 11 h 31, l'avion a reçu l'autorisation de s'aligner et à 11 h 32 la clearance, le dernier vent au sol et l'autorisation de décoller. L'équipage a mis les moteurs en puissance et l'avion, qui est resté sur l'axe de la piste, a accéléré sur une distance estimée à 2.600 mètres, mais le décollage n'a pas eu lieu. L'avion a déceléré puis a franchi l'extrémité de la piste en béton à une vitesse encore très importante. Il a heurté les balises lumineuses et traversé la route périphérique. Le F-BHSM a ensuite pénétré dans la trouée de prolongement de piste qui descend en pente assez rapide vers la Seine. L'avion a accroché avec l'avant de son fuselage un pavillon se trouvant en bordure de cette trouée, à l'extrémité de la rue du Clos-Montault. Le nez de l'avion s'est séparé du reste de la machine qui alla se disloquer 100 mètres plus loin.

L'incendie qui s'était déclaré au moment du franchissement de la route périphérique se généralisa et toute l'épave principale devint rapidement la proie des flammes.

2.2. Conséquences.

Les 122 passagers trouvent la mort dans cette catastrophe. Sept membres de l'équipage sont tués sur le coup ; un steward, M. Lugon, grièvement brûlé, meurt le soir même à l'hôpital de la Pitié ; une hôtesses, Mlle Gille, est légèrement blessée ; une autre hôtesses, Mlle Authie, est indemne.

L'avion est totalement détruit (100 p. 100) ; tout le fuselage et en particulier la cabine passagers ainsi que les deux demi-vouloires ont été brûlés et partiellement fondus.

La queue de l'avion, qui s'est détachée de l'épave principale, a moins souffert du choc et de l'incendie ; les empennages sont restés accrochés sur le cône de queue, mais les bords de fuite en sont brûlés et fondus.

L'enregistreur de bord qui se trouvait à l'intérieur du cône de queue n'avait mécaniquement pas souffert et a simplement subi un commencement d'échauffement qui n'a heureusement pas altéré le papier photographique placé à l'intérieur.

Les dégâts aux tiers comprennent les lignes d'approche à 90 p. 100, les antennes du locator 26 à 100 p. 100 et deux pavillons endommagés à 10 p. 100.

2.3. Commission d'enquête.

Un arrêté en date du 12 juin 1962 a institué une commission pour procéder à une enquête technique sur les circonstances et les causes de l'accident survenu au F-BHSM.

Outre M. l'ingénieur général Bonte et M. l'ingénieur général Grenier, Président et Vice-président, nommés par l'arrêté du 2 novembre 1961, la commission comprend les membres suivants :

- M. Saunier, pilote chef de l'organisme de contrôle en vol.
- M. Balat, ingénieur en chef de la navigation aérienne.
- M. Blois, ingénieur des travaux de la navigation aérienne.
- M. Courtonne, ingénieur en chef de l'air.
- M. Guillevic, ingénieur de la navigation aérienne.

La commission d'enquête a utilisé le concours des enquêteurs du bureau Enquêtes-Accidents, des spécialistes du Centre d'Essais des propulseurs et du Centre d'Essais en vol.

Les représentants de la Compagnie nationale Air France et du constructeur Boeing ont assisté ou participé à la plus grande partie des investigations. Il a été largement fait appel à la coopération du Centre d'Essais en vol, notamment à Istres où s'est déroulée fin février 1963 une série d'essais au sol et en vol. Les autorités américaines, qui avaient précédemment suivi les premiers travaux de la commission, avaient délégué un pilote spécialiste du B. 707 pour suivre et participer à ces essais.

DEUXIEME PARTIE

3. Renseignements sur l'aéronef.

3.1. CELLULE

3.1.1. Construction.

Boeing 707 328, n° constructeur : 2113.
Constructeur : Boeing, à Seattle (U. S. A.).
Date de construction : septembre 1960.

3.1.2. Navigabilité.

Immatriculation : F-BHSM.
Certificat d'immatriculation n° 6723, délivré le 5 octobre 1960.
Certificat de navigabilité n° 22789, délivré le 5 octobre 1960, par le secrétariat général à l'aviation civile, revalidé le 17 février 1962 après grande visite.
Certificat d'exportation américain n° B 35677, du 21 septembre 1960.

L'avion était classé « V » par le Bureau Veritas.

3.1.3. Propriétaire.

Air France.

3.1.4. Exploitant.

Air France.

3.1.5. Antécédents.

Heures de vol depuis construction : 4.491 h 82.
Heures de vol depuis la dernière visite périodique : 826 h 82 et depuis bloc « B » : 261 h 82.

Au cours d'un vol effectué le 26 mai 1962 sur le parcours New York—Mexico, l'avion avait rencontré de fortes turbulences. Deux vérifications avaient été effectuées, sans rien trouver (C. R. d'exploitation 74-429).

(1) Toutes les heures du présent rapport sont exprimées en temps universel (TU).

L'avion était rentré de New York le 2 juin 1962, à 10 h 30. La commission d'enquête a constaté que toutes les modifications dont l'application était impérative pour le classement en catégorie « V » (Airworthiness Directive), répercutées en France sous forme de consignes d'entretien, ont bien été exécutées.

3.2. RÉACTEURS

3.2.1. Construction.

Type J. T. 4 A 9.

Constructeur: Pratt et Whitney (U. S. A.).

3.2.2. Antécédents.

POSITION	NUMÉROS constructeur.	DATE du montage sur avion.	HEURES de fonctionnement total.	HEURES de fonctionnement depuis révision.
1	611.410	5 déc. 1961	4.002	1.313
2	611.256	2 juin 1962	2.488	200
3	611.569	18 déc. 1961	3.888	1.190
4	611.340	16 oct. 1961	4.164	1.801

Potentiel autorisé entre deux révisions générales: 2 000 h. Visite mi-potentiel effectuée en Bloc C1 sur G. T. R. Au cours de la nuit précédant l'accident, le réacteur n° 2 avait été changé à Orly. Le point fixe complet avait été effectué au hangar avec les réglages, essais et relevés correspondants.

3.3. INSTRUMENTS DE BORD

3.3.1. Panneaux pilotes.

Les panneaux pilote et copilote sont presque identiques, exception faite du cadran de réception radio-sonde basse altitude qui ne se trouve que sur le panneau pilote.

Le panneau pilote se compose de :

- 1° Anémomètre.
- 2° Horizon (HDI faisant partie du FDS).
- 3° Altimètre.
- 4° Variomètre.
- 5° Machmètre.
- 6° Récepteur RMI ADF.
- 7° CDI (faisant partie du FDS).
- 8° Récepteur radio-sonde basse altitude.
- 9° Horizon SFENA de secours.
- 10° Récepteur RMI-VOR.
- 11° Bille et aiguille.
- 12° Voyants lumineux radio-sonde.
- 13° Sélection d'altitude radio-sonde.

Le panneau central pilote se compose de :

- 1° Quatre indicateurs température sortie tuyère.
- 2° Quatre indicateurs EPR.
- 3° Quatre tachymètres N1.
- 4° Quatre tachymètres N2.
- 5° Quatre indicateurs débits instantanés et totalisateurs.
- 6° Quatre lampes ambres baisse pression huile réacteur.
- 7° Un indicateur de charge.
- 8° Trois lampes vertes et deux lampes rouges position trains et portes.
- 9° Deux indicateurs doubles de position des volets.
- 10° Deux lampes vertes « volets bord d'attaque sortis ».
- 11° Quatre lampes ambres baisse pression huile réacteur.
- 12° Un jaugeur quantité totale de carburant.
- 13° Un indicateur vitesse propre.
- 14° Une manette de manœuvres de train.

3.3.2. Panneau navigateur.

Le panneau navigateur se compose de :

- 1° Indicateur de vitesse propre.
- 2° Indicateur de température statique.
- 3° Altimètre.
- 4° Récepteur RMI VOR.
- 5° Récepteur RMI ADF.
- 6° Récepteur Loran.
- 7° Récepteur radio-sonde navigation.

3.3.3. Panneau mécanicien navigant.

Le panneau inférieur se compose de :

A. — Circuit carburant comprenant :

- 1° Quatre indicateurs de pression carburant.
- 2° Quatre robinets basse pression avec quatre lampes bleues.
- 3° Sept jaugeurs.
- 4° Six robinets d'intercommunication avec six lampes bleues.
- 5° Dix lampes ambres avertisseuses baisse de pression des pompes carburant.
- 6° Dix interrupteurs de mise en route des pompes carburant.
- 7° Un indicateur température carburant avec sélecteur.

B. — Circuit hydraulique comprenant :

- 1° Un jaugeur.
- 2° Un manomètre.
- 3° Deux coupe-feu hydrauliques.

C. — Circuit huile comprenant :

- 1° Quatre jaugeurs.
- 2° Quatre indicateurs température.
- 3° Quatre manomètres.

Le panneau supérieur se compose de :

A. — Circuit génération électrique comprenant :

- 1° Quatre interrupteurs débrabotage alternateur avec quatre lampes ambres de baisse de pression.
- 2° Quatre indicateurs de charge.
- 3° Quatre relais de couplage avec 4 lampes ambres.
- 4° Quatre relais de ligne avec quatre lampes ambres.
- 5° Quatre relais d'excitation avec quatre lampes ambres.
- 6° Quatre lampes rouges surchauffe alternateur.
- 7° Quatre indicateurs de puissance.
- 8° Un sélecteur de mise en parallèle.
- 9° Un fréquencemètre.
- 10° Un voltmètre.
- 11° Un sélecteur de bus essentielle avec une lampe alarme rouge.
- 12° Un interrupteur prise de parc.
- 13° Un sélecteur courant continu.
- 14° Un ampèremètre et un voltmètre courant continu.

B. — Circuit conditionnement d'air et pressurisation comprenant :

- 1° Trois tachymètres turbo-compresseur.
- 2° Deux interrupteurs de commande vanne aile gauche et droite.
- 3° Deux interrupteurs de commande de soutirage.
- 4° Deux interrupteurs de commande des groupes de conditionnement d'air avec six lampes surchauffe.
- 5° Deux sélecteurs de température poste et cabine.
- 6° Un variomètre cabine.
- 7° Un altimètre avec indicateur de pression différentielle.
- 8° Un indicateur de température avec sélecteur.
- 9° Un sélecteur automatique de pressurisation.
- 10° Un sélecteur manuel.

3.3.4. Pilote automatique.

Le pilote automatique du F-BHSM était un Bendix PD-20 D sans comparateur.

3.4. ENTRETIEN

Il ressort d'une attestation du Bureau Veritas en date du 31 mai 1963 que les travaux d'entretien et de réparation du F-BHSM avaient été correctement effectués, à la satisfaction des experts du Bureau Veritas, conformément, en ce qui concerne l'entretien, au programme de la Compagnie Air France déposé auprès du S. G. A. C. qui l'a accepté par lettre 1.334 DTA O du 28 mars 1960.

Aucun travail n'a été effectué sur les équipements au cours de la nuit du 2 au 3 juin 1962 et l'ensemble des équipements était en bon état de fonctionnement au départ de l'avion.

4. Renseignements sur l'équipage.

4.1. Pilote commandant de bord.

Hoche (Roland-Paul), né le 11 juillet 1922 à Dommary-Barencourt (Meuse), marié; domicile: 84, rue Raspail, la Varenne-Saint-Hilaire (Seine).

4.1.1. Brevets et licences.

Pilote de ligne PL 0465 du 25 octobre 1955 validée jusqu'au 19 septembre 1962.

Commandant de bord sur B. 707 le 22 avril 1961.

Qualifié commandant de bord sur DC. 3, DC. 4, SO. 161, L. 749, L. 1049, SE. 210.

Inscrit au registre du personnel navigant le 27 mai 1958 sous le n° ATP 1066.

Dernière visite médicale: 13 mars 1962 (1).

Derniers contrôles en vol :

20-21 avril 1961, qualification Boeing 707.

6-8 juillet 1961, reconnaissance Hambourg—Anchorage.

21-26 novembre 1961, Orly—New York—Mexico.

4.1.2. Heures de vol.

Au total: 14.225 h 14, dont 4.700 h 49 de nuit.
Sur le type d'aéronef accidenté Boeing 707, au total: 743 h 75.

Au cours des cinq mois précédant l'accident, 295 h 59 :

Janvier: 67 h 73, dont 40 h 52 de nuit.

Février: néant.

Mars: 66 h 18, dont 41 h 92 de nuit.

Avril: 83 h 54, dont 48 h 46 de nuit.

Mai: 78 h 14, dont 59 h 79 de nuit.

Dans les quarante-huit heures précédentes: néant.

4.1.3. Carrière.

Entré à la Compagnie Air France en mai 1946, stagiaire au C. P. P. N. de mai 1946 à mars 1947, lâché au secteur Europe le 1^{er} avril 1947, titularisé le 1^{er} mai 1949, instructeur pilote de ligne au S. F. P. L. B. (2) du 28 août 1956 au 1^{er} mai 1958.

En seize années de carrière comme pilote de ligne à la Compagnie Air France dans les fonctions de commandant de bord, M. Hoche a été qualifié sur sept types d'avions de transport dont deux avions à réaction, la Caravelle et le Boeing 707.

Le commandant Hoche n'avait jamais eu d'accident au cours de sa carrière à Air France.

4.1.4. Qualification sur appareil Boeing 707.

Le commandant Hoche a suivi à Marignane, du 11 décembre 1960 au 12 janvier 1961, le stage Boeing 707 n° 9 bis organisé par la Compagnie Air France avec le concours d'un pilote de la Société Boeing, M. Allsopp.

La traduction de l'appréciation générale de M. Allsopp figure ci-dessous *in extenso* :

Captain Hoche, attitude bonne, très gros travailleur; d'abord contracté et par suite méthode heurtée. Connaissances correctes, mais avait besoin d'informations supplémentaires en matière de procédures. Quelquefois, les procédures radio étaient lentes à passer.

Le travail à l'ILS était faible et heurté. Encore faible, mais sûr à l'usage du FDS à la fin de l'entraînement.

Quand il apprend les procédures et les connaissances nécessaires, il les retient.

Il atterrit bien l'avion avec de bonnes approches. Il doit continuer à s'améliorer après la fin de l'entraînement et se trouve prêt pour le contrôle final, sauf qu'il n'a pas expérimenté les forts vents de travers à l'atterrissage et au décollage et qu'il n'a pas achevé cette phase de l'entraînement.

b) La fiche de qualification Boeing 707 du commandant Hoche, arrêtée au total de 30 h 51 de vol et de 29 atterrissages, comporte 2 contrôles mi-stage et un contrôle final le 12 janvier 1961.

Cette fiche porte la mention « non concluant, sera repris ultérieurement (malade) ».

Après trois mois d'arrêt, le commandant Hoche a été repris en contrôle par M. Tournadre les 20 et 21 avril 1961, d'abord au simulateur pour les procédures, puis en vol (2 vols de 4 h 05 au total comportant 10 atterrissages). La nouvelle fiche de qualification porte « M. Hoche a fait du très bon travail, atterrissages très bons toutes configurations ILS, FDS, PA, bonnes approches bien stabilisées. Apte à être lâché en ligne sans restriction. Minima 300 pieds/800 mètres ».

Proposé pour la qualification commandant de bord (3), cette qualification intervenait le 26 avril 1961 par note 5254 DE NO.

(1) Attestation du 19 mars 1962.

(2) Section de formation et de perfectionnement du Bourget.

(3) Après un dernier vol de qualification du 22 avril 1961.

Le commandant Hoche a ensuite été contrôlé :

— en vol les 6 et 8 juillet 1961, à l'occasion d'une reconnaissance sur Hambourg—Anchorage. Ce contrôle n'a pas donné lieu à notation.

— les 21 et 26 novembre 1961 (après 2 séances au simulateur les 8 et 9 novembre) sur le parcours Orly—New York—Mexico pour la qualification Amérique du Nord.

Les mentions principales qui y figurent et qui intéressent la commission sont les suivantes :

« Très bon pilote. — Calme, sûr et précis, bonne connaissance du Boeing 707. — Prépare ses vols avec soin. Un peu lent en général, mais son calme, son équilibre le font s'adapter très rapidement. — Sait se mettre au niveau du travail qui lui est demandé. »

Le commandant Hoche devait subir un nouveau contrôle réglementaire au cours du mois de juin 1962.

La commission d'enquête a vérifié, en les faisant dépouiller sommairement, que les 10 décollages à forte charge 127 T < P < 141,4 T effectués par le commandant Hoche dans les deux mois précédant l'accident étaient corrects.

La commission, après examen du dossier du commandant Hoche dont les pièces principales sont résumées ci-dessus, estime qu'il était régulièrement qualifié et normalement apte sur Boeing 707.

4.1.5. Fatigue.

Le tableau ci-après donne l'activité professionnelle du commandant Hoche pour les trente jours qui ont précédé l'accident :

1	5	10	15	20	25	30	
	6	12	16	22	24	26	29
21 h 33		21 h 29		20h39		15h13	

4.1.6. Santé.

On trouvera au paragraphe 11-g les renseignements d'ordre médical obtenus par la commission, non pas tant des services de la Compagnie Air France qui se sont retranchés derrière le secret professionnel, que par le centre d'examen médical du personnel navigant. Ces renseignements et les résultats de l'autopsie ont conduit la commission à penser que l'état de santé du commandant Hoche n'est pas à incriminer dans l'accident.

4.2. Copilote.

Pitoiset (Jacques-Marcel), né le 8 août 1921 à Paris (17^e), marié, domicile: le Pigeonnier, Courances, par Milly-la-Forêt (Seine-et-Oise).

4.2.1. Brevets et licences.

Pilote de ligne n° PL 705 du 18 mai 1956, validée jusqu'au 15 juillet 1962.

Qualifié commandant de bord DC. 3, copilote sur L. 749, L. 1049, L. 1649, B. 707 (le 12 août 1960).

Licence radio-navigant n° RN 0162 du 1^{er} novembre 1954, validée jusqu'au 13 juillet 1962.

Licence navigateur n° NA 0234 du 3 novembre 1954, validée jusqu'au 13 juillet 1962.

Inscrit au registre PN :

— registre B sous les numéros 1641 et BTP 431 les 10 février 1947 et 14 août 1956.

— Registre A sous le numéro ATP 366 le 14 août 1956.

Dernière visite médicale le 14 janvier 1962 (1).

Dernier contrôle en vol le 4 mai 1961. Contrôle en ligne le 29 octobre 1961.

Entré à Air France le 1^{er} juillet 1946.

4.2.2. Heures de vol.

Au total: 15.194 h, dont 7.027 h 54 de nuit.

Sur le type d'aéronef accidenté Boeing 707 au total: 1.407 h 39.

Chacun des cinq mois précédant l'accident :

Janvier: 58 h 75, dont 30 h 17 de nuit.

Février: 79 h 02, dont 31 h 18 de nuit.

Mars: 58 h 25, dont 42 h 09 de nuit.

Avril: 75 h 55, dont 43 h 08 de nuit.

Mai: 81 h 19, dont 57 h 65 de nuit.

Dans les quarante-huit heures précédentes: néant.

(1) Attestation du 15 janvier 1962.

4.2.3. Qualification.

M. Pitoiset possédait de bonnes connaissances techniques. Il avait obtenu par examen son brevet de radio-navigateur et son brevet supérieur de navigateur, ce qui lui avait permis de recevoir par échange, à la suite d'un contrôle en vol satisfaisant passé le 16 septembre 1956 sur Lockheed 1049, son brevet de pilote de ligne.

Son aptitude de pilote était satisfaisante. Il avait obtenu, dans de bonnes conditions, sa qualification copilote sur Boeing 707, sans pouvoir toutefois accéder aux fonctions de commandant de bord.

Intelligent et travailleur, c'était un équipier très apprécié pour ses qualités techniques et humaines.

4.2.4. Fatigue.

Le tableau ci-après donne l'activité professionnelle du commandant Pitoiset au cours des trente jours qui ont précédé l'accident.

1	5	10	15	20	25	30
3			17		23	27 31
17 h 30			24 h 47		15 h 17	24 h 39

Comme pour le commandant Hoche, la commission estime que cette activité ne peut être retenue comme cause de fatigue.

4.3. Navigateur.

Gautrand (Raymond), né le 15 septembre 1919 à Ars-sur-Moselle (Moselle), marié. Domicile: 108, boulevard Magenta, Paris.

Brevets et licences:

Navigateur n° NA 0392 du 29 juillet 1957, validée jusqu'au 18 mai 1963.

Radio n° RN 0301 du 8 décembre 1954, validée jusqu'au 1^{er} mai 1963.

Heures de vol:

Au total: 15.274 h 13, dont 4.454 h 80 de nuit.

Chacun des quatre mois précédant l'accident:

Février: 51 h 35 (B. 707).

Mars: 61 h 54 (B. 707).

Avril: 8 heures (B. 707); 54 h 67 (avions classiques).

Mai: 76 h 55 (avions classiques).

Sur le type d'aéronef accidenté Boeing 707, au total: 721 h 27.

Au cours des deux mois précédents:

8 heures sur Boeing 707.

131 h 22 sur machines classiques.

Dans les quarante-huit heures précédentes: néant.

Stage Air France de transformation: Boeing 707 le 20 septembre 1960.

Entré à la Compagnie Air France le 15 novembre 1955.

4.4. Mécanicien navigant.

Barres (Robert-Gaston), né le 26 décembre 1919 à Floirac (Gironde), marié, domicile: 113, rue Germaine-et-Roger-Lefèvre, Paray-Vieille-Poste (Seine-et-Oise).

Brevets et licences:

Mécanicien navigant n° MN 0550 du 28 juin 1955, validée jusqu'au 12 juin 1962.

Heures de vol:

Au total: 13.056 h 93, dont 4.537 h 58 de nuit.

Chacun des cinq mois précédant l'accident:

Janvier: 70 h 15.

Février: 30 h 06.

Mars: 64 h 84.

Avril: 60 h 26.

Mai: 76 h 99.

Sur le type d'aéronef accidenté Boeing 707, au total: 828 h 24.

Au cours des deux mois précédents: 137 h 25.

Dans les quarante-huit précédentes: néant.

Qualifié Boeing 707 le 14 avril 1961.

Entré à la Compagnie Air France le 13 avril 1948.

4.5. Personnel navigant commercial.

Hôteses:

Barot (Marie-Geneviève), née le 17 avril 1937 à Reims (Marne), domicile: 5, rue Joseph-Granier, Paris (7^e).

Certificat de sécurité et sauvetage SV 1785 du 15 mars 1962. Inscrite au registre D-TP sous le numéro 1745 du 15 mars 1962.

Dernière visite médicale en date du 14 mai 1962.

Entrée à la Compagnie Air France le 2 mai 1961.

Gille (Jacqueline), née le 26 juin 1937 à Dieppe (Seine-Maritime), domicile: 4, rue Foch, à Aïn-Taya (Algérie).

Certificat de sécurité et sauvetage SV n° 1286 du 11 juillet 1960.

Inscrite au registre D-TP sous le numéro 1348 du 1^{er} mars 1961.

Dernière visite médicale en date du 10 avril 1962.

Entrée à la Compagnie Air France le 2 novembre 1959.

Authie (Françoise), née le 3 mars 1939, à Cauderan (Gironde), domicile: 3 bis, rue de l'Alloin, Paris (16^e).

Certificat de sécurité et sauvetage SV n° 1663 du 14 décembre 1961.

Inscrite au registre D-TP sous le numéro 1630 du 22 décembre 1961.

Dernière visite médicale en date du 24 janvier 1962.

Entrée à la Compagnie Air France le 20 juillet 1960.

Chef de cabine:

Mancel (Robert), né le 3 novembre 1919 à Paris (9^e), domicile: 37, avenue Jules-Rein, à Sartrouville (Seine-et-Oise).

Certificat de sécurité et sauvetage n° 0157 du 16 avril 1956. Inscrit au registre D-TP sous le numéro 0141 du 20 avril 1956.

Dernière visite médicale le 3 avril 1962.

Entré à la Compagnie Air France le 15 juin 1948.

Stewards:

Gutrapi (François), né le 23 octobre 1920 à Taurianova (Italie), domicile: 27, rue Rodier, Paris (9^e).

Certificat de sécurité et sauvetage n° 0163 du 16 avril 1956. Inscrit au registre D-TP sous le numéro 0145 du 21 avril 1956. Dernière visite médicale le 22 mars 1962.

Entré à la Compagnie Air France le 5 mai 1949.

Lugon (Robert), né le 19 février 1923 à Lyon (Rhône), domicile: 12, faubourg Pelloutier, à Clichy-sur-Seine.

Certificat de sécurité et sauvetage n° 335 du 9 juillet 1956. Inscrit au registre D-TP sous le numéro 322 du 13 juillet 1956. Dernière visite médicale en date du 5 mars 1962.

Entré à la Compagnie Air France le 8 mars 1954.

5. Conditions météorologiques existant à Orly au moment de l'accident.

Les données communiquées par la direction de la météorologie nationale sont les suivantes:

- Vent direction dominante: 040° avec quelques oscillations entre 360° et 060°. vitesse instantanée variable de 9 à 18 Kts.
- Visibilité horizontale: 20 km.
- Ciel peu nuageux 2.8 couvert à 1.200 m d'altitude.
- QNH (pression ramenée au niveau 0): 1.031 mb; QFE (pression terrain): 1.020 mb.
- Température: 14°.
- Point de rosée compris entre + 0°90 à 11 h et + 2°8 à 12 h.

Aucune de ces conditions ne constituait une gêne pour le décollage de l'avion à la piste 08. Au contraire, l'ensemble de ces conditions était excellent, au-dessus du standard, ce qui devait avoir une influence favorable sur la poussée des réacteurs et les longueurs de roulement.

Le vent donné par la tour à 11 h 32 était 030°, 14 Kts.

Les conditions, portées sur la fiche de décollage, étaient les suivantes:

- Vent 020, 15 Kts.
- Composante 7 Kts.
- Température: + 17°.
- Pression: 1.032 mb.

6. Aides à la navigation.

N'ont joué aucun rôle dans l'accident.

La commission a vérifié qu'elles avaient toutes fonctionné correctement le jour de l'accident.

7. Communications air-sol.

Le F-BHSM a été successivement en liaison avec la tour d'Orly sur 121,7 MHz, puis avec Orly Approche sur 125,4 MHz. L'avion a accusé réception des indications que lui a passées Orly Approche à 11 h 32 :

Sortie sur la balise PO, niveau 120, virage à gauche en évitant Paris, vent du 030°, 14 Kts.

Il n'y a plus eu ensuite de communication VHF.

8. Intervention des moyens de sécurité et de lutte contre l'incendie.

Les installations au sol, qui dépendent soit du CCR, soit de l'Aéroport de Paris, ont très correctement fonctionné avant et après l'accident ; tous les services ont fait preuve de la plus extrême vigilance.

En particulier, le contrôleur de quart à la tour de contrôle, M. Simonin, qui suivait le décollage du F-BHSM a déclenché l'alarme dès l'apparition des premières fumées provenant du freinage sur la piste.

Les pompiers de l'aéroport sont partis quelques secondes avant le signal d'alerte et sont arrivés sur les lieux de la catastrophe à 11 h 34.

Les voitures de secours ont emprunté la voie de circulation n° 8 et la bretelle la reliant à la piste et ont tenté de suivre le cheminement de l'appareil.

Une seule voiture a pu franchir la dénivellation de 2 m de la clôture du terrain : Walter à mousse de 18 tonnes qui a progressé dans le feu en l'éteignant sur son passage, mais sa progression a été ralentie 100 m après la dénivellation.

Les autres véhicules ont emprunté le cheminement prévu pour les interventions à l'extérieur du terrain (porte d'Abion et route départementale) et sont arrivés sur les lieux à 11 h 38.

Le feu, qui s'étendait sur 2.400 mètres carrés environ a été combattu avec 80 mètres cubes de mousse et 2 mètres cubes d'eau pulvérisée.

Les services de sécurité de Villeneuve-le-Roi, Villeneuve-Saint-Georges, Corbeil et Juvisy se sont joints aux services de secours de l'aéroport et ont de leur côté déversé 30 mètres cubes d'eau pulvérisée sur les foyers d'incendie.

L'Aéroport de Paris a envoyé sur les lieux du sinistre tous les véhicules dont il disposait le 3 juin 1962, c'est-à-dire :

Un Walter Sides à mousse : 6.000 litres d'eau, 1.000 litres émulseur.

Un Américain la France mousse : 3.600 litres d'eau, 400 litres émulseur.

Un Willem Sides mousse : 6.700 litres d'eau, 1.200 litres émulseur.

Un véhicule citerne mousse : 8.500 litres d'eau, 1.200 litres émulseur.

Trois véhicules Latil à produit gazeux Vipig (1) : CO₂ : 360, TBF : 900.

A 11 h 45 les services de secours étaient maîtres du feu. A 12 heures, l'évacuation des corps des victimes pouvait commencer. Le seul blessé grave (le steward Lugon) avait déjà été transporté en ambulance à l'hôpital de la Pitié.

Les services de l'Aéroport de Paris ont fait diriger sur les lieux du sinistre à 11 h 40, trois ambulances, deux grues pour dégager les décombres ainsi que deux camions bâchés.

9. Enquête technique.

9.1. DEVIS DE POIDS ET CENTRAGE

Au décollage d'Orly, le poids et le centrage du F-BHSM étaient, d'après les documents de bord que la commission d'enquête, après vérifications, considère comme correctement établis :

- de 137.300 kg (2), inférieur au poids limite de 141.400 kg.
- de 23 p. 100 dans la plage de centrage qui, pour le poids ci-dessus, va de 17 à 30 p. 100.

Ce centrage tenait compte de 2.572 kg de bagages placés : 1.000 kg en soute 1, 1.000 kg en soute 2, 330 kg en soute 4 et 242 kg placés au dernier moment en soute 3.

Le devis de poids a été corrigé en dernière minute pour tenir compte des 4 derniers passagers montés à 11 h 18 et des derniers bagages.

(1) N'ont pas été engagés.

(2) Compte tenu d'un délestage avant décollage de 650 kg.

La fiche de décollage établie par l'équipage et retrouvée dans l'épave porte sur l'échelle le trim correct pour le centrage de 23 p. 100, à savoir 3 unités 7/10 à cabrer.

Le centrage à l'atterrissage aurait été de 28,4, lui aussi correct.

Les vitesses V1, VR, V2 portées sur la fiche sont respectivement en IAS de 147, 158, 163 Kts pour les volets braqués à 30°, le temps d'accélération à 120 Kts était de 37 secondes. La vitesse V1 choisie est relativement forte, mais reste à l'intérieur des consignes constructeur et compagnie.

9.2. PLAN DE VOL

Le plan de vol déposé par l'équipage prévoyait pour l'étape Orly—New York, une durée de vol de 7 h 28, pour une autonomie de 10 h (pleins complets 63.500 kg avant roulement).

La commission considère que le plan de vol était correctement établi.

9.3. EXAMEN DE L'ÉPAVE

Les constatations suivantes ont pu être faites sur l'épave :

a) Train d'atterrissage :

Était sorti lors de l'accident. Il ne semble pas qu'il y ait eu tentative pour le rentrer.

b) Volets :

La commande a été trouvée dans le cran 50° ; l'examen des vis de commande a montré que les volets étaient sortis à 42° lors de l'impact.

c) Spoilers :

La commande aérofreins au poste de pilotage a été trouvée sur « rentrés », ce qui correspond à la position apparente des spoilers sur l'épave. Cette position de commande peut résulter du choc. Par inertie, la commande qui ne possède pas de cran à la position « plein sortis » tend en effet à repasser en avant sur « rentrés ». On ne peut non plus exclure le choc de corps ou d'éléments en mouvement. En outre, en l'absence de pression hydraulique, ce qui s'est produit à la rupture des circuits lors de l'arrachement du train avant, les aérofreins reviennent rapidement à la position « rentrés ».

d) Stabilisateur :

L'examen de la vis de commande a montré que le stabilisateur était réglé à 1 unité 5/10 à cabrer lors de l'impact.

Les interrupteurs de trim électrique et de mach trim ont été trouvés dans une position indéterminée, mais qui semble être la même.

e) Commandes et gouvernes :

Le trim d'aile a été trouvé à 2 unités 5 à gauche (aile gauche basse).

Le trim de direction a été trouvé à 3 unités à gauche.

Les trims étant commandés par câbles, les indications ci-dessus sont à considérer avec prudence.

f) Roues et pneus :

L'expertise a prouvé que les pneus des roues des trains avant et gauche ont éclaté au choc et n'ont pas roulé dégonflés. Les éléments du train droit sont dans un état de destruction qui ne permet aucune conclusion.

Dépendant le bon état des pneus du train droit peut être déduit des marques continues que ledit train a laissées sur la piste. On notera que leur vitesse limite théorique est de 174 Kts et que sur le F-BHSM ils ont atteint 183 Kts.

Les pastilles d'équilibrage retrouvées sur les roues permettent d'écarter un incident de ce côté.

g) Frein pneumatique de secours :

La commande trouvée freinée et fermée au poste de pilotage n'a donc pas servi.

h) Dérive ventrale :

Son extrémité inférieure ne porte aucune trace de frottement (vérification plusieurs fois refaite).

i) Réacteurs :

Les manettes de poussée des réacteurs n° 1 et 3 ont été trouvées au réduit, celle du réacteur n° 2 près du réduit et celle du n° 4 en position plein gaz. Les manettes de démarrage sont crantées sur arrêt.

Les réacteurs 1, 2 et 3 étaient sur inverseur de poussée, au 4 pas d'inversion.

Toutes les pompes de carburant sont sur marche sauf les pompes 1 AV-G et D du 5.

Intercommunication de carburant : 1, ouverte ; 2, 3, 4, fermée.

Les robinets de transfert 1 A et 4 A ont été trouvés fermés. L'analyse par le centre d'essais des propulseurs du pétrole Mobiloil JP1 utilisé n'a rien révélé d'anormal.

j) Installations électriques :

Les commandes de débrayage étaient en position normale (alternateurs non débrayés).

Interrupteur de batterie sur marche.

Relais de couplage enclenchés : les 4 caches baissés.

Relais de ligne : les 4 au neutre.

Relais d'excitation : le 1, 3 et 4 caches baissés, le 2 cache levé.

Sélecteur de bus essentielle : sur alternateur 3.

k) Pilote automatique :

Bouton de virage 90° à D.

Commande d'altitude control : au neutre.

Sélecteur de fonction disparu.

l) Instruments :

Les altimètres ont été retrouvés réglés à 1.018 pour le pilote et à 1.019 pour le copilote.

m) Ceintures et harnais de l'équipage :

La commission a pu vérifier que l'équipage avait les ceintures attachées.

n) Sièges du pilote et du copilote :

Le siège de gauche était en position assez arrière (7 trous à partir de l'avant sur 10 trous) pour que l'on puisse garantir qu'il ne pouvait gêner le mouvement du manche vers l'arrière.

La même vérification n'a pu être faite sur le siège copilote.

9.4.

EXPERTISES ET ESSAIS

Une première série d'expertises a été effectuée sur les lieux de l'accident avant tout transport des débris de l'avion.

Ces expertises sur place ont porté principalement sur le poste d'équipage et tout ce qui s'y trouvait, en particulier sur les instruments de bord et sur les commandes de gouverne, de volets et de spoilers.

Les autres expertises ont eu lieu dans les ateliers de la Compagnie Air France pour tout ce qui concerne l'avion et ses équipements. Pour les réacteurs, les expertises ont eu lieu dans les laboratoires de la S.N.E.C.M.A. à Villaroche, sauf les régulateurs de carburant dont l'expertise a eu lieu à Orly Air France. Le combustible utilisé par l'avion a été expertisé par le centre d'essais des propulseurs de Saclay qui a également procédé au contrôle de dureté des aubes de turbine de l'étage haute pression des 4 réacteurs.

9.4.1. Expertises de l'épave sur les lieux de l'accident.

Du 3 au 6 juin 1962, ont eu lieu les expertises sur les lieux de l'accident.

Elles ont porté successivement sur :

- 1° Le panneau copilote.
- 2° Le panneau pilote.
- 3° Le panneau central.
- 4° Le pylône.
- 5° Le panneau mécanicien navigant.
- 6° Le panneau de conditionnement d'air.
- 7° Le panneau des circuits de carburant, huile et hydraulique.
- 8° Le panneau latéral droit (régulateur d'oxygène).
- 9° Le panneau navigateur.
- 10° Le panneau supérieur pilote.
- 11° Volant et manche pilote et copilote.
- 12° L'ensemble de ce qui reste des volets et des mécanismes de commande.
- 13° L'ensemble de toute la queue de l'avion, les gouvernes de direction et de profondeur et les câbles de transmission.
- 14° Examen des spoilers de voilure.
- 15° Examen rapide avant transport des 4 GTR.
- 16° Examen rapide avant transport des morceaux de train d'atterrissage et des roues.
- 17° Relevé des traces de pneu et traces d'incendie sur la piste et sur son prolongement.

Aucune anomalie n'a été décelée dans l'examen sur place de toutes les commandes ou de ce qui en reste. Le réglage du stabilisateur correspond à une unité 5/10 au cabré. Le mécanisme d'entraînement de la vis et la vis elle-même qui ont peu souffert des chocs et de l'incendie ont été expertisées entièrement par la suite.

9.4.2. Expertises dans les ateliers d'Air France.

1° Expertise du mécanisme de stabilisateur. Rapport n° 2619 DMLX du 6 juin 1962.

2° Expertise n° 5107 DM. MR du 11 juillet 1962 des régulateurs de carburants portant les numéros : 21622 pour GTR 1, 22657 pour GTR 2, 11171 pour GTR 3, 22306 pour GTR 4.

3° Expertise de la commande de trim et bouton de débrayage du PA n° 193 DM. LQ, du 4 septembre 1962.

4° Expertise des embrayages électromagnétiques du mécanisme de trim de stabilisateur.

5° Expertise de l'amortisseur de commande hydraulique de profondeur n° 142 DM. LQ, du 11 juillet 1962.

6° Expertise des vérins hydrauliques d'aérofrein et robinets sélecteurs n° 175 DM. LQ, du 8 août 1962.

7° Expertise d'un accumulateur hydraulique n° 209 A DM. LQ, du 25 octobre 1962.

8° Expertise sur le calage du stabilisateur de l'avion n° 5 DMUL, du 8 novembre 1962.

9° Expertise sur les caoutchoucs de traversée de cloison étanche et sur les poulies de renvoi des câbles arrière n° 6 DMUL, du 8 novembre 1962.

10° Expertises sur le moteur de servo-surface de profondeur n° 6816 et 6817 DMLI, du 16 août 1962.

11° Expertise sur la vis de réglage du stabilisateur de l'avion n° 2619 DMLX, sans date.

12° Expertise sur le robinet by pass de valve à solénoïde n° 194 DM/LQ, du 4 septembre 1962.

13° Expertise de l'ensemble de la servo-commande de direction et des amortisseurs hydrauliques d'ailerons internes n° 192 DM. LQ, du 4 septembre 1962.

14° Expertise sur les couples supplémentaires provenant d'un circlip engagé entre le tambour de commande manuelle de trim et son bâti support n° 2619 bis DM/LX (sans date).

15° Essai de fonctionnement de spoilers. Mesure des couples sur le volant pilote n° 7 DM/UL, du 21 mars 1963.

16° Expertise du train avant de l'avion n° 144 DM/LQ (sans date). Le témoin du train avant, retrouvé au point 124 du plan de dispersion des débris, porte des traces dans le sens d'un début d'écrasement par le fût. Toutefois, il a été retrouvé trop déformé pour que la commission ait voulu en tirer une conclusion absolue.

17° Expertise des pneus de roue du train gauche et du train avant n° 2801 DM/LX, du 16 août 1963.

18° Expertise et mesure des efforts sur le volant de l'avion F-BHSD en fonction de l'angle de rotation pour les volets ouverts à 30°, n° 9 DM/UL, du 16 avril 1963.

19° Complément d'expertise des freins du train principal gauche n° 144 A DM/LQ, du 27 mai 1963.

20° Expertise sur le débrayage mécanique du trim de profondeur du mécanisme du F-BHSM n° 8 DM/UL, du 12 février 1963.

21° Expertise des bielles et système de guidage des panneaux de compensation (balance panel) de la gouverne de profondeur du F-BHSM n° 4 DM/UL, du 18 octobre 1963.

22° Essai de rupture du câble de commande de trim de profondeur n° 10 DM/UL, du 11 octobre 1963.

23° Nouvelle expertise du volant de trim de stabilisateur et de sa commande n° 11 DM/UL, du 18 octobre 1963.

24° Expertise des lampes témoins placées sur les panneaux pilote et mécanicien du F-BHSM.

L'expertise a été effectuée le 14 janvier 1964 dans le laboratoire de la Compagnie Air France par M. Auffray, du bureau des enquêtes-accidents, MM. Cypkin et Lecomte, de la Compagnie Air France. Cette expertise avait pour objet de déterminer l'état des voyants (allumés ou éteints) au moment de l'accident.

L'expertise effectuée à l'aide d'une loupe à grossissement 8, d'une machine Hauser à grossissement 10 et d'un stéréomicroscope Zeiss à grossissement variant de 6 à 40, a donné les résultats suivants :

	ÉTAT des voyants au moment de l'accident.	OBSERVATIONS
1° Panneau central pilote.		
Voyant porte (ampoule supérieure)	Froid.	Normal.
Voyant porte (ampoule inférieure)	Froid.	Normal.
Train gauche (ver. bas)	Froid.	Voir commentaires.
Train avant (ver. bas)	Chaud.	Normal.
Inverseur de poussée :		
GTR n° 2	Froid.	Voir commentaires.
GTR n° 3	Chaud.	Sur reverse.
GTR n° 4	Chaud.	Sur reverse.

	ÉTAT des voyants au moment de l'accident.	OBSERVATIONS
Baisse de pression huile :		
GTR n° 3.....	Froid.	Normal.
GTR n° 4.....	Froid.	Normal.
Volets bord d'attaque droits....	Chaud.	Volets sortis.
Mach trim débrayé.....	Chaud.	Voir commentaires.
Détecteur givrage.....	Froid.	Normal.
Alerte panneau mécanicien rouge :		
Droit	Froid.	Normal.
Gauche	Froid.	Normal.
Alerte panneau mécanicien ambre :		
Droit	Froid.	Normal.
Gauche	Froid.	Normal.
2° Panneau supérieur mécanicien.		
Barre bus alimentée.....	Froid.	Normal.
Relais de ligne alternateur 2....	Froid.	Normal.
Relais de couplage alternateur 4.	Froid.	Normal.
Baisse pression sunstrand :		
N° 2.....	Froid.	Normal.
N° 3.....	Froid.	Normal.
N° 4.....	Froid.	Normal.
Baisse de pression turbo compresseur 3.....	Froid.	Normal.
Survitesse turbo compresseur 3.	Froid.	Normal.
3° Panneau pilote.		
Lampe outer marker.....	Froid.	Normal.
Lampe blanche marker airways..	Froid.	Normal.
Pilote automatique débrayé.....	Froid.	Normal.
4° Panneau détection incendie.		
Soute arrière :		
Ampoule droite.....	Froid.	Normal.
Ampoule gauche.....	Froid.	Normal.
Logement train principal (ampoule gauche).....	Froid.	Normal.
Décharge bouteille 1.....	Froid.	Normal.
Décharge bouteille 2.....	Froid.	Normal.
Décharge bouteille 3.....	Froid.	Normal.
Décharge bouteille 4.....	Froid.	Normal.
Détecteur incendie GTR :		
N° 1 (les deux ampoules)....	Froid.	Normal.
N° 2 (les deux ampoules)....	Froid.	Normal.
N° 3 (une ampoule).....	Semble froid.	Normal.

Les autres voyants de l'avion n'ont pas pu être examinés (disparus ou calcinés au cours de l'accident).

Commentaires.

a) Les voyants « inverseurs de poussée » relatifs aux GTR n° 3 et 4 indiquent que les coquilles n'étaient pas en fonction de poussée positive. Le voyant propre au GTR n° 2 est sans signification car le circuit électrique correspondant a été ouvert lorsque le réacteur 2 a été séparé de l'avion, sensiblement à la traversée de la route périphérique.

b) Le voyant de signalisation « train gauche, verrouillé bas » indique que le train gauche était déverrouillé. En fait, celui-ci a été arraché avant le passage de la route périphérique.

c) Le voyant mach trim débrayé était allumé.

Ce voyant fonctionne sous une tension de 27,5 V continue fournie par l'intermédiaire d'un bloc redresseur situé à l'intérieur du coupleur Mach trim alimenté par la bus instrument n° 2 (alimentée elle-même par la bus continue n° 2) et alimenté également par la bus continue essentielle (alimentée elle-même par un transfo redresseur essentiel et par la batterie).

Placé sur le panneau central pilote, celui-ci s'allume dans les cas suivants :

1. Si l'interrupteur mach trim est sur « arrêt ».
2. Si l'interrupteur mach trim étant sur marche, le relais moniteur s'est ouvert pour les raisons ci-après :
 - 2.1. Mauvais fonctionnement du synchroniseur entraînant un signal d'erreur anormal. Un tel défaut ne peut être à l'origine d'un arrêt du décollage.
 - 2.2. Défaut de fonctionnement du servo-moteur agissant sur le stabilisateur (soit que les deux embrayages aient été simultanément excités, soit que le sens de rotation du servo-moteur ne corresponde pas à l'embrayage excité). Un tel défaut ne peut être incriminé puisque ce servo-moteur n'était pas connecté sur le circuit mach trim (mach 0,23).
 - 2.3. Manœuvre de l'interrupteur test placé au-dessous du voyant.
 - 2.4. Désynchronisation par manœuvre manuelle du stabilisateur (18 à 20 tours du volant pour décaler le stabilisateur de 1° 5). Cette manœuvre manuelle peut être effectuée en cas de panne du circuit de trim électrique (trim inopérant ou rendu volontairement inopérant à la suite de son fonctionnement intempestif).
 - 2.5. Défaut d'alimentation du circuit mach trim.

9.4.3. Expertises à la Snecma et au Cep.

1° Expertise des moteurs :

La Snecma a fourni à la commission le rapport 54.049 du 30 octobre 1962 donnant les résultats détaillés de l'expertise des réacteurs PW JT 4-A 9.

- N° 611410 (position 1).
- N° 611256 (position 2).
- N° 611569 (position 3).
- N° 611340 (position 4).

2° Contrôle par le Centre d'Essais des propulseurs à Saclay des aubes de turbine de l'étage haute pression des quatre réacteurs. Ce contrôle a fait l'objet du rapport 1594 L 63 du 2 juillet 1963.

9.4.4. Résultats.

9.4.4.1. Rien n'a été trouvé au cours des expertises des éléments de la commande de vol de la profondeur qui puisse expliquer l'accident. Aucune marque de battements n'a été constatée.

9.4.4.2. Les circuits de spoilers, clapets anti-retour, valves de contrôle et vérins étaient normaux.

9.4.4.3. En ce qui concerne les réacteurs et inverseurs de poussée, régulateurs et fuel control units, les expertises permettent de conclure que les reverses étaient en position d'utilisation sur les quatre réacteurs au moment de l'accident.

Rien n'a été relevé qui permette de supposer un fonctionnement défectueux des réacteurs. La commission a fait procéder, par le Centre d'Essais des propulseurs, sur les quatre réacteurs au contrôle de dureté des aubes de turbine de l'étage haute pression, pour éliminer tous les doutes qui pouvaient subsister sur le fonctionnement du réacteur n° 2. L'expertise du C. E. P. a montré que les réacteurs 1, 2 et 4 donnaient des résultats comparables, le moteur 3 montrait une même répartition de température, mais un niveau de dureté sensiblement plus élevé (345 unités Vickers contre 320), ce qui pourrait être l'indice d'une température légèrement plus faible.

9.4.4.4. Interrupteur au manche et relais de commande du moteur du stabilisateur.

L'interrupteur premier pilote a fait l'objet de plusieurs examens qui, peut-être en raison de l'état de destruction, n'ont pas donné lieu à remarques spéciales.

Malgré toutes les recherches, les relais n'ont pas été retrouvés.

9.4.5. Essais en vol.

A la demande de la commission, le Centre d'Essais en vol a procédé sur le Boeing 707 328 F-BHSQ, identique au F-BHSM et mis à sa disposition par Air France, à une série d'essais — 23 vols et 7 accélérations arrêts — qui ont eu lieu à Istres du 15 février au 1^{er} mars 1963 en présence d'un pilote d'essais américain, M. Dick Sliff, délégué par la F. A. A. et d'un représentant de Boeing, invités par la commission.

Les résultats et conclusions des essais figurent au rapport C.E.V. n° 1 en date du 17 septembre 1963.

Les essais effectués au poids du F-BHSM ont porté sur :

- l'étalonnage de l'installation anémobarométrique du premier pilote et du contrôleur de vol SFIM :
 - au cours de roulements au sol en configuration décollage, volets à 30°, train sorti ;
 - en configuration croisière, tout rentré, basse altitude, à 20.000 et 35.000 ft ;
 - en configuration atterrissage, volets à 50°.

Aucune anomalie n'a été décelée, l'influence du train et du dérapage est très faible, sinon négligeable :

- la maniabilité longitudinale au décollage avec volets braqués à 30° et divers « hors trim », aux deux centrages 23 et 28 p. 100.

Le décollage avec un hors trim de 2,2 unités à piqué, au poids du F-BHSM, est possible, mais l'effort à tirer atteint 60 kg et peut surprendre le pilote :

- la maniabilité longitudinale au décollage avec volets braqués à 0°, 20° et 40° et différents calages de plan fixe.

Le décollage avec volets à 0° est possible, sans aucun caractère délicat, mais un effet de surprise peut provenir de rotations et de décollages prématurés. Les performances d'accélération par rapport au décollage, volets à 30°, sont améliorées de 8 à 10 p. 100 vers 100/120 kts et de 10 à 12 p. 100 vers 150/160 kts.

Un essai particulier au poids de 137.500 kg et au centrage de 23 p. 100 a été effectué en commençant le roulement avec volets à 0° et en ne commandant la sortie des volets qu'à VR moins 8 Kts, le trim variant de 3,8 à 1,5 unité. Le décollage s'est effectué normalement à 168 Kts, l'effort maximum ayant été de 40 kg après le décollage à V = 175 Kts :

- le comportement latéral au décollage avec braquage dissymétrique des spoilers (au poids de 109 t, centrage 23 p. 100, volets à 30°).

Effet de surprise dû à la tendance à embarquer mis à part, la sortie totale d'un seul spoiler extrême, restant toutefois modulé par les ailerons, n'entraîne pas de conditions critiques et l'essai limité à la phase de mise en vitesse et de rotation à VR semble bien montrer qu'il en serait de même avec un spoiler extérieur maintenu à 60°, les autres restant asservis à la commande de gauchissement :

- le comportement dynamique du plan horizontal et de la gouverne de profondeur.

Les enregistrements effectués systématiquement au cours des essais n'ont jamais mis en évidence de phénomène aéroélastique inquiétant.

Le centre d'essais en vol conclut que les décollages restent possibles dans toutes les configurations essayées, une décision d'arrêt du décollage pouvant toutefois s'expliquer par un effet de surprise.

9.5. ETUDE DE LA BANDE DE L'ENREGISTREUR

9.5.1. Définition des vitesses utilisées dans le présent chapitre.

Les vitesses dont il sera question dans l'exploitation de la bande de l'enregistreur SFIM, type A 261, placé sur l'avion F-BHSM seront toujours des « vitesses indiquées » (appelées aussi IAS, conformément à la terminologie américaine).

La capsule de vitesse du SFIM a sa prise dynamique alimentée sur la prise du « Q spring » de la restitution d'effort de direction de l'avion et, d'après les essais d'Istres, cette prise doit être, étant donné la sensibilité de la capsule, considérée comme parfaitement correcte pour la gamme normale des vitesses de l'avion. Par contre, la pression statique se prend directement dans le caisson de pointe arrière de l'avion où se trouve l'enregistreur SFIM et, d'après les mêmes essais, la pression qui règne dans cette partie représente la pression statique extérieure diminuée de 1 millibar dans la gamme des vitesses allant de 100 à 180 Kts pour un poids d'avion de 137.000 kg environ. En général, au moment du décollage d'un Boeing 707, par suite du changement d'assiette de l'avion et par suite aussi de la variation de « l'effet de sol », la pression statique du SFIM se met à augmenter puis aussitôt à diminuer dans un intervalle de vitesse d'une quinzaine de Kts. Toutefois, cette diminution ne se retrouve pas sur les décollages précédents du F-BHSM. Par conséquent, bien qu'on ne sache rien de l'assiette de l'avion au moment de la tentative de décollage, la vitesse indiquée du SFIM représente, tous calculs faits, 2 Kts de plus que la vitesse corrigée dans la zone de vitesse 100 à 180 Kts.

Pour les anémomètres de la planche de bord qui sont alimentés par une perche pour la prise dynamique et par des statiques de fuselage permettant d'atténuer les erreurs d'incidence et de dérapage, les erreurs se situent à l'inverse du cas précédent. La prise dynamique reste bonne, mais la statique a une erreur de + 1 millibar dans la même gamme de vitesse, c'est-à-dire que les instruments de la planche de bord indiquent 2 Kts de moins que la vitesse corrigée.

On peut donc établir, pour les vitesses caractéristiques, la correspondance entre la planche de bord et le SFIM en décalant de + 4 Kts la vitesse SFIM par rapport à celle lue sur la planche de bord :

$$V_i \text{ SFIM} = V_i \text{ pilote} + 4 \text{ Kts.}$$

V chronométrage. — 120 Kts planche de bord : 124 Kts SFIM indiq.

Vi (conditions du F-BHSM). — 147 Kts planche de bord : 151 Kts SFIM indiq.

VR (conditions du F-BHSM). — 158 Kts planche de bord : 162 Kts SFIM indiq.

9.5.2. Précision des instruments du SFIM type A 261 n° 200.

La commission d'enquête a fait procéder au laboratoire de la SFIM à l'étalonnage du barographe G 22 n° 3091 et de la capsule différentielle H 122 n° 3102 qui équipaient le SFIM A 261 n° 200. Cette expérimentation permet de certifier que la grille n° 256 reste valable pour l'altitude et vitesse, en particulier la capsule différentielle de vitesse se déforme très régulièrement de 4,3 mm pour 10 millibars de Δp , sans hystérésis appréciable. La grille de cap reste également bonne.

9.5.3. Dépouillement de la bande.

La commission d'enquête a fait procéder, immédiatement après l'accident, par le service des méthodes du centre d'essais en vol, au dépouillement de la bande de l'enregistreur qui a été préalablement coupée en trois morceaux afin d'avoir toute garantie pour le troisième morceau qui comportait l'enregistrement de l'accident. Le début de cette bande se situe au vol du 28 mai ; on y trouve 1 Tel-Aviv et 3 New-York.

L'enregistreur placé sur le F-BHSM comme sur tous les appareils Boeing 707 d'Air France, dans le cône de queue entre les couples 1462 et 1484 côté gauche (1), avait pu être récupéré chauffé et noirci, mais sans déformation ni trace de choc. La bande absolument normale portait les indications des vitesses « sensible » et « dure », des altitudes « sensible » et « dure », du cap, du γ N (2) et de la base de temps topant la minute.

9.5.4. Lecture de la bande photographique.

9.5.4.1. L'enregistrement.

9 mm de bande ont été déroulés du départ du parking à l'arrêt de l'enregistreur. La longueur de l'enregistrement pendant le roulement sur la piste est de 1,85 mm.

9.5.4.2. Procédés de lecture.

La capsule de vitesse, le barographe, l'accéléromètre J 52, l'indicateur de cap sont étalonnés en laboratoire. En comparant les élongations des spots à partir de la référence aux élongations mesurées par les étalonnages, on chiffre les paramètres enregistrés.

On fait donc sur la bande des mesures de longueur dans le sens du déroulement du papier (axe des temps) et dans le sens perpendiculaire (variation des paramètres).

Ces mesures de longueur ont été faites plusieurs fois :

- a) Sur agrandissements photographiques avec réglés gradués.
- b) Sur bande originale avec une machine du laboratoire de métallurgie de la Compagnie Air France qui permet de faire, suivant les deux axes de dépouillement, des lectures au 1/100 mm. Le dernier dépouillement fait en collaboration avec les ingénieurs du centre d'essais en vol et de la Compagnie Air France confirme et précise les résultats précédemment obtenus par la méthode a. Les résultats qui font l'objet de comptes rendus sont issus de ce dernier dépouillement.

(1) En dehors de la zone pressurisée.

(2) Accélération normale.

9.5.4.3. Qualité des lectures.

Du fait de la diffusion photographique de part et d'autre de la fente d'enregistrement, les contours des traces des spots lumineux sont relativement flous aux agrandissements utilisés. L'extension des zones marginales est fonction du temps d'exposition, donc de la vitesse relative de déplacement du spot sur le papier. Les lectures ont été faites par une même personne qui, ayant fait choix du système d'éclairage le plus approprié, s'est attachée à repérer sur la bande d'enregistrement les points d'égale densité photographique. Le pas de lecture a été choisi très petit : 4/100 mm dans les zones d'intérêt.

Une deuxième difficulté de lecture se présente quand deux spots se chevauchent, ce qui est le cas des enregistrements « dur » et « sensible » de la pression statique, lequel est de plus couvert par endroits par le spot d'accélération verticale.

Les nombreuses lectures ont été reportées sur papier millimétré en prenant :

- pour l'axe X (axe des temps et déroulement papier) une échelle de 100/1 ;
- pour l'axe Y (vitesse) une échelle de 10/1 ;
- pour l'axe Y (accélération et pression statique) une échelle de 100/1.

On a ainsi obtenu à très grande échelle une image très fidèle de la bande d'enregistrement.

9.5.4.4. Formation des spots lumineux.

La largeur de la tache lumineuse est la largeur photographique de la fente qui est égale à la largeur géométrique (10 mm à l'échelle du graphique) augmentée des flous dus à la diffusion.

La hauteur de la tache lumineuse est égale à l'épaisseur du trait enregistré lorsque le paramètre ne varie pas, soit 5 mm à l'échelle. La valeur du paramètre à numériser en utilisant 2 étalonnages est le centre de la tache lumineuse ainsi définie.

9.5.4.5. Connaissance du temps.

La vitesse moyenne de déroulement de l'enregistreur mesurée sur une minute n'est pas constante. Dans le cas de l'enregistrement du F-BHSM, la longueur de papier déroulée entre deux tops de minute est de 1,81 mm \pm 0,06 mm, ce qui équivaut à \pm 2,24 sec, en faisant la conversion en temps.

La vitesse instantanée de déroulement dépend des variations de la tension électrique d'alimentation, de l'état des rouleaux d'entraînement, de l'action du frein sur la bobine débitrice. De ce fait, l'erreur sur le temps d'un point du dépouillement est au moins de \pm 1 sec.

9.5.4.6. Synchronisation des paramètres.

Deux paramètres Y'Y lus sur une même verticale n'ont pas été obligatoirement enregistrés au même instant car, d'une part, le papier a un certain louvoiement derrière la fente, d'autre part la perpendicularité de la fente sur l'axe de déroulement du papier n'est pas assurée d'une perfection absolue. L'erreur de temps entre deux paramètres est fonction linéaire de leur distance YY' en Y.

L'étude de l'enregistrement du F-BHSM a montré que, pour deux points situés sur les références (bords de bandes), l'écart de temps est maximal et peut être chiffré à $+ 1 \pm 2$ sec., dû d'une part à l'obliquité de la fente, d'autre part au louvoiement. Les points de la référence supérieure sont, sans louvoiement, enregistrés avant ceux de la référence inférieure.

9.5.5. Résultats du dépouillement.

Les valeurs de paramètres figurant dans ce paragraphe sont, sauf en ce qui concerne la distance parcourue, les valeurs indiquées par l'enregistreur sans aucune correction.

9.5.5.1. Départ du parking.

L'heure de départ parking est 30 mn 20 s.

9.5.5.2. Alignement sur la piste.

Le cap est stabilisé au cap de la piste au temps 34 mn 48 s.

9.5.5.3. Début du décollage.

L'enregistrement de l'accélération verticale, calme pendant le roulement sur taxiway, se met à vibrer à 34 mn 51 s. Le départ du décollage a lieu à 34 mn 57 s \pm 1 s.

9.5.5.4. Accélération verticale.

Le niveau moyen des vibrations enregistrées par l'accéléromètre augmente de 0,08 g pendant la phase de roulement comprise entre le départ et l'instant où la vitesse maximale est atteinte. Il croît brutalement à 0,32 g depuis l'instant où la vitesse maximale est atteinte jusqu'à la fin de l'enregistrement.

9.5.5.5. Enregistrement de la pression statique.

Pendant la première partie du roulement, la pression statique décroît, ce qui correspond à l'erreur due à l'installation de la prise statique sur l'avion, puis le spot de pression statique se trouve mêlé à d'autres enregistrements et il n'est pas possible de conclure sur son évolution de façon précise.

9.5.5.6. Vitesse.

Sur un graphique, on a porté le résultat du dépouillement du spot de vitesse pendant le roulement. Ce dépouillement a été fait dans les conditions qui font l'objet du paragraphe 9.5.4.2. De part et d'autre de chaque point, on a porté l'erreur en temps dont il est affecté. On a tracé à travers ces points une courbe probable de vitesse en fonction du temps, en tenant compte des résultats des paragraphes 9.5.4.2. et 9.5.4.3. La vitesse maximale atteinte est de 94,5 m/s indiquée SFIM, au temps 35 mn 46 s, soit 55 secondes après le départ.

En fin d'enregistrement, au temps 35 mn 54,5 s ou 63,5 s après le départ, elle est de 81 m/s indiquée SFIM.

9.5.5.7. Distance parcourue pendant le roulement.

Sur le même graphique que précédemment a été tracée aussi la courbe de distance par rapport à l'air en fonction du temps. Cette courbe a été obtenue par intégration de la courbe de vitesse. Entre début de roulement et fin d'enregistrement, on trouve une distance parcourue de 3.510 mètres.

On a vu au paragraphe 9.5.1. ci-dessus que la vitesse indiquée par l'enregistreur SFIM pendant la phase de décollage est en moyenne supérieure de 2 Kts (1 m/s) à la vitesse aérodynamique vraie. La composante du vent dans l'axe de la piste était de l'ordre de 8 Kts pendant le décollage.

Tenant compte des corrections du vent et de statique, la vitesse par rapport au sol est inférieure à 10 Kts (5 m/s) à la vitesse SFIM. Dans ces conditions, on a tracé une courbe distance-sol qui donne, entre début roulement et fin d'enregistrement, un parcours de 3.200 mètres.

Plusieurs membres de la commission ont pensé, à la lumière de certaines constatations faites sur le terrain, que l'enregistreur s'est arrêté à 3.320 m après le début du roulement. On a tracé sur le graphique une courbe distance en fonction du temps correspondant à ce critère. Cette courbe est l'intégrale de la courbe de vitesse tracée dont les ordonnées ont été diminuées de 3 m/s.

Résumé des paramètres mesurés.

- Le temps de roulement sur taxiway est de 4 mn 16 s pour 1.800 m.
- L'avion est resté 5 à 6 secondes aligné arrêté.
- Le temps de déroulement à partir du début de décollage est de 1 mn 05 s.
- Le temps d'accélération est de 57 s à \pm 1 s près (ce qui correspond à une distance de 2.600 m sol).
- La vitesse maximum atteinte est de 183 Kts indiqués SFIM, soit 179 Kts indiqués pilote.
- Pour atteindre 124 Kts indiqués SFIM, soit 120 Kts indiqués pilote, l'avion a mis 36 s à \pm 1 s près.
- Pour atteindre V1 = 151 Kts indiqués SFIM, soit 147 Kts pilote, l'avion a mis 43 s 1/2 à \pm 1 s près et a parcouru 1.500 m sol à \pm 50 m près.
- Pour atteindre VR = 162 Kts indiqués SFIM, soit 158 Kts indiqués pilote, l'avion a mis 48 s à \pm 1 s près.

9.6. ETUDE DES DÉPOSITIONS

La commission d'enquête a disposé pour l'accident lui-même des témoignages principaux suivants :

a) Ceux des deux hôtesses survivantes, Mlles Authie et Gille, qui, au moment de l'accident, se trouvaient assises attachées à l'extrême arrière de la cabine et ont été éjectées au moment de la rupture du fuselage.

De ces deux dépositions, il ressort :

- que le départ du F-BHSM a été retardé, non pour des raisons techniques, mais parce que certains passagers se sont présentés à l'embarquement 40 à 45 mn après l'heure prévue ;
- que le commandant Hoche était bien en place gauche ;
- que dans la tentative de décollage, tout a paru normal jusqu'au passage des réacteurs en reverse ;

b) Celui du gendarme Buisson qui, au moment de l'accident, circulait à vélomoteur sur la route intérieure Est de l'aérodrome à 1 km du point de crash, a suivi le roulement du F-BHSM au moins à partir du moment où il a entendu les reverses et fut l'un des premiers sur les lieux.

Pour lui, jamais l'avant de l'avion ne s'est soulevé, même légèrement ;

c) Celui de l'adjoint technique de la navigation aérienne Loiseau qui se trouvait, au moment de l'accident, devant l'entrée de la tour de contrôle d'Orly et qui a suivi la course du F-BHSM.

Il déclare avoir constaté de la fumée se dégageant des roues du F-BHSM parvenu à la hauteur du « glide 26 ». Il n'a jamais vu la roue avant soulevée ;

d) Celui de M. Simonin, contrôleur de la navigation aérienne, qui était de quart à la tour de contrôle au moment de l'accident.

Pour lui, tout s'est passé normalement jusqu'au moment où le F-BHSM est arrivé à la hauteur du « glide 26 ». A ce moment, il remarqua qu'une importante fumée blanc bleuâtre se dégageait du train et l'avion amorçait une décélération. Quand l'avion passa par le travers de la tour, il était évident qu'il sortirait de la piste et le témoin actionna le signal rouge d'alarme alertant les services de sécurité.

e) Celui du soldat Mongillon de service au CCR.

Le témoin a vu l'avion amorcer un mouvement de cabré puis retomber à une assiette horizontale.

Cette déposition est importante car des bâtiments cachaient la piste du point d'observation du témoin jusqu'à une distance de 2.200 mètres du seuil Ouest (1.100 mètres de l'extrémité Est, exactement 1.093 mètres).

f) Celui de M. et de Mme Depasse qui se trouvaient sur la terrasse de l'aérogare et qui ont déposé que l'avant de l'avion s'était soulevé vers le dernier tiers de la piste, dans la partie Est, les deux témoins divergeant sur le fait que les roues arrières ont ou n'ont pas quitté le sol. L'avion est ensuite revenu assez rapidement à l'horizontale.

g) Celui d'un équipage d'un DC. 6 du MATS et notamment de son mécanicien, le Flight Engineer Marschel, qui a déposé avoir vu, alors que son DC. 6 était arrêté sur le taxiway parallèle à la piste 02 gauche devant la piste 08-26, précisément pour laisser décoller le F-BHSM :

- le nez du F-BHSM se soulever à environ 7 ou 8.000 ft du début de piste, après la 02 droite, l'avion prenant pendant 2 à 3 secondes par un mouvement assez doux une assiette à cabrer de 9 à 10° ;
- quelques secondes après, le nez retomber brutalement sur la piste ;
- la gouverne de profondeur du F-BHSM se mettre à battre.

h) Celui du commandant Born, pilote du DC. 8 N 303 PA de la PANAM, qui atterrit sur la 02 gauche à 11 h 31 et roulait vers l'aérogare sur le taxiway parallèle à la 02 quand il vit, « à l'intersection des pistes 02 gauche et 08, la roue AV du F-BHSM effectivement soulevée et l'avion dans la position de rotation précédant le décollage. A la réflexion, il avait trouvé cette rotation prématurée ».

i) Enfin, nous signalerons une lettre reçue d'un citoyen américain, M. Hans-Stern, qui déclare s'être trouvé, au moment de l'accident, en car sur la route intérieure, avec un groupe d'ingénieurs visitant Orly, et qui aurait vu les roues du F-BHSM ayant quitté la piste d'une hauteur estimée à trois ou cinq fois leur diamètre.

La commission a pu obtenir le témoignage de M. Pivot, ingénieur à la CSF, qui avait pris place dans le même car que M. Hans-Stern. Ce témoin a déposé qu'il n'avait jamais vu le train avant soulevé. L'avion roulait trois points queue haute.

9.7. PHOTOGRAPHIES ET FILMS

Les enquêteurs avaient demandé, par la voie de la presse et de la radio, communication des photographies et films d'amateurs qui auraient pu être pris du F-BHSM le dimanche 3 juin 1962, alors que le beau temps avait incité d'assez nombreux visiteurs à se rendre à Orly.

Les enquêteurs ont ainsi reçu :

- des photographies du F-BHSM roulant devant l'aérogare alors qu'il se rendait à la piste 08 pour y décoller. Ces photographies proviennent de MM. Quillevic et Dollfus ;
- un film montrant le F-BHSM roulant devant l'aérogare et, chose encore plus intéressante, pendant environ les 1.300 premiers mètres de son roulement sur la piste 08. Ce film a été pris par M. Piquard, docteur à Toury.

Le premier soin des enquêteurs a été de vérifier, par l'identification des avions présents aux différents postes d'Orly et tous autres indices, que les photos du F-BHSM avaient bien été prises le 3 juin 1962. La vérification a montré qu'il en était bien ainsi.

De l'étude de ces photos et surtout du film, qui a fait l'objet d'un travail extrêmement minutieux de la section photo du Centre d'essais en vol, ainsi que de leur comparaison avec des photographies, à partir de la position où se trouvait le docteur Piquard le 3 juin 1962, d'un Boeing 707 arrêté sur la piste 08-26 dans les quatre configurations suivantes :

- volets à 30° : manche en avant ;
- volets à 30° : manche au neutre ;
- volets à 0° : manche en avant ;
- volets à 0° : manche au neutre,

la commission a été unanime à constater :

- que les volets du F-BHSM étaient sortis à 30° au départ du parking et qu'ils sont restés dans cette même position jusqu'à la fin du film, c'est-à-dire jusqu'au moment où l'avion a dépassé la piste 02 gauche.

Il est donc très probable que les volets étaient encore sortis à 30° quelques secondes après, au moment où l'avion a atteint VR. Au plus, la variation n'a pas atteint 6°.

- que pendant tout le film, la gouverne de profondeur est restée, au moins pour la partie droite, braquée vers le bas ;
- que le stabilisateur était réglé, au départ du parking, à 1 unité 5/10 au cabré (à 5/10 près), c'est-à-dire à la position où il a été trouvé sur l'épave. L'on ne peut être affirmatif sur la position du plan fixe pendant la tentative de décollage, les meilleurs agrandissements ne permettant pas d'apprécier au degré près la position du plan fixe par rapport à la bande de peinture du fuselage.

On peut toutefois affirmer que, s'il y a une variation du plan fixe, elle n'a pu être que limitée dans le parcours filmé.

Discussion.

La deuxième constatation infirme la déclaration du commandant Born qui aurait vu une rotation se situant, suivant ce témoin, avant l'intersection de la piste avec la 02 gauche, c'est-à-dire avant V1 (147 Kts). Toutefois, il ressort des vérifications sur place auxquelles la commission a fait procéder qu'il était extrêmement facile pour le pilote du DC. 8 de confondre les intersections des deux pistes 02 droite et 02 gauche avec la 08-26.

En fait, il semble que l'on puisse conclure des dépositions des témoins les mieux placés qu'une rotation incomplète a eu lieu, mais au-delà des 2.000 mètres.

10. Reconstitution du roulement du F-BHSM

L'avion est arrivé sur l'aire de stationnement D 24 à 8 h 47 mn.

Immédiatement après, M. Lapène, mécanicien de piste de la compagnie, et M. Barres, mécanicien navigant de l'avion, ont effectué sur l'aire de stationnement la visite prévol réglementaire. Aucune observation n'a été formulée ni verbalement, ni par écrit.

L'avion, dont le plan de vol prévoyait le décollage à 11 h, a été retardé par suite du retard important de plusieurs passagers américains faisant partie du groupe culturel d'Atlanta.

Si l'équipage était présent vers 10 h et si les premiers passagers ont embarqué à 10 h 30, les derniers passagers ne sont arrivés qu'à 11 h 18 et les derniers bagages reçus et chargés à 11 h 24 ; l'avion a quitté le poste D 24 à 11 h 28. Le commandant Hoche, chef de bord, se trouvait à la place gauche et M. Pitoiset à la droite ainsi qu'il ressort des témoignages de Mlle Authie, hôtesse de l'air, de MM. Desbordes, mécanicien équipements à Air France, et J. Lapène, mécanicien de piste à Air France. Tous les « checks » avaient été normaux.

L'avion se dirigea vers l'entrée de piste 08 (longueur : 3.320 mètres) qui lui avait été désignée par la tour d'Orly-fréquence 121,7. Le cheminement de l'avion se fit sur la voie de circulation n° 13. Aucune anomalie n'a été signalée par l'équipage dans cette phase du roulement et les recherches entreprises par le personnel de l'aéroport immédiatement après l'accident n'ont donné aucun résultat pour ce qui concerne des pièces qui auraient pu être perdues par l'avion sur cette voie de circulation.

L'avion en quittant le parking pesait 137.700 kg, son centrage était de 23 p. 100, ses volets étaient braqués à 30° et le stabilisateur réglé à l'unité 5/10 au cabré (cf. paragraphes dépositions et films). Des dépositions de certains copilotes ayant travaillé avec le commandant Hoche, il semble ressortir que celui-ci avait l'habitude de régler le trim avant le départ du parking.

A 11 h 30 mn 40 s, l'avion a reçu d'Orly-approche (fréquence 125,4) l'autorisation de s'aligner sur la piste et à 11 h 31 mn 40 s la clearance (P. O. en montée, niveau 120 par virage à gauche), le dernier vent au sol et l'autorisation de décoller.

L'avion s'est aligné en position de décollage et a marqué un arrêt de l'ordre de six secondes comme le montre l'examen de la bande. Cet arrêt, suffisant pour permettre l'affichage et le contrôle des paramètres de décollage sur les quatre réacteurs, ne l'a pas été pour permettre au mécanicien navigant d'inscrire à ce moment-là les paramètres du réacteur 2.

Le pilote a mis la pleine puissance vers 11 h 33 et l'avion a aussitôt accéléré normalement comme l'indique le dépouillement de la bande.

Les mesures faites sur la bande montrent qu'entre les secondes 20 et 40 après le début de roulement l'accélération reste constante, égale à 1,80 m/s². Ce chiffre, pour un avion pesant 137.700 kg, ne peut être atteint qu'avec des réacteurs développant une poussée correcte (EPR conforme à la certification, soit une poussée de l'ordre de 16.800 lbs ou 7.620 kg le jour de l'accident).

Par ailleurs, les témoignages prouvent que l'avion roule dans cette phase sur l'axe de la piste sans avoir aucune tendance à se déporter ni à droite ni à gauche.

L'avion a ainsi atteint la vitesse V1 à partir de laquelle l'équipage doit poursuivre le décollage. Cette vitesse, qui était pour le F-BHSM fixée, en fonction des conditions du jour et du poids de l'avion, à 147 Kts (IAS) a été atteinte après 1.500 mètres environ de roulement par rapport au sol (voir § 9-5).

L'avion a ensuite atteint la vitesse VR (vitesse de rotation) qui était pour le F-BHSM égale à 158 Kts IAS. Au moment où son anémomètre indique cette vitesse, le commandant de bord entame la manœuvre de décollage qui consiste à ramener le manche vers l'arrière, ce qui, sur Boeing 707, dure 3 à 4 secondes.

Le dépouillement de l'enregistreur de bord indique que cette vitesse a été atteinte au bout de 48 secondes environ après franchissement de 1.800 mètres. Ces deux derniers chiffres sont normaux.

En revanche, ce n'est qu'à partir de 2.100 mètres que l'avion a pu effectuer le mouvement incomplet de rotation que la majorité des témoignages s'accorde à indiquer.

L'avion est resté 4 à 6 secondes le nez légèrement levé sans qu'on puisse dire avec certitude si les roues du diabolos avant avaient nettement quitté le sol ou si elles le tangentaient encore, puis il a effectué une retombée rapide sur l'avant qui a dû coïncider avec le début de freinage et l'assiette de l'avion a paru à tous les témoins nettement plus piquée qu'en début de roulement, ce qui s'explique par l'enfoncement de l'amortisseur avant sous l'influence du couple piqueur dû au freinage qui a suivi sans transition la période d'accélération positive. Dès le début de freinage, une fumée abondante se dégage des roues. L'avion se trouvait à ce moment à 2.600 mètres de son point de départ et sa vitesse avait atteint le maximum de 179 Kts IAS (183 Kts SFIM).

La décélération n'a pas atteint 2 m/sec². Le taux de décélération est pratiquement resté constant jusqu'à la fin de l'enregistrement et sa valeur oscille entre 1,2 et 1,3 m/sec².

L'avion freine pendant les 680 derniers mètres de la piste. Au cours des 150 premiers mètres de freinage, les traces de la gomme des pneus sont parfaitement parallèles à la piste et restent centrées au milieu de celle-ci.

Un peu plus loin, les traces de freinage deviennent plus noires car l'intensité de l'action des freins augmente; des irrégularités cycliques apparaissent, les pneus sont à la limite de l'adhérence et les dispositifs antipatinage commencent à fonctionner. On observe donc sur les traces de la piste des nœuds et des ventres dont les dimensions oscillent entre 10 à 30 centimètres en largeur et dont le pas cyclique est d'un peu plus de 10 mètres. Au bout de 250 mètres de freinage, les traces commencent à s'incurver vers la gauche et on constate un dédoublement de ces traces dû à une marche dérapée de l'avion. On peut évaluer le dérapage angulaire à 7° vers la droite (+ 7°).

Après 420 mètres de freinage, on observe des traces de fumée sur les côtés droit et gauche. Dans l'intervalle, la commande des volets a été actionnée pour un braquage à 50°. Les aérofreins n'ont pas été utilisés.

Après 500 mètres de freinage, on voit disparaître les traces de roues du côté gauche: l'avion s'est fortement penché à droite et ceci se trouve confirmé par l'apparition à 550 mètres des traces blanches laissées sur la piste par les capots des réacteurs 3 et 4.

La trajectoire de l'avion s'incurve ensuite sur la droite, l'angle de dérapage atteint 15 à 16° vers la droite, ce qui pourrait laisser supposer que le pilote a tenté d'effectuer « un cheval de bois » du côté droit où se trouvait une trouée relativement dégagée.

La grande vitesse de l'avion n'a pas permis la réussite de cette manœuvre, en supposant que le pilote ait eu l'intention de l'effectuer.

L'avion sort de la piste en son milieu; il est de nouveau en équilibre latéral car les réacteurs ne portent ni à droite ni à gauche.

L'avion roule tant bien que mal sur le prolongement en herbe de la piste, mais les irrégularités du terrain combinées avec la vitesse encore grande de l'avion (de l'ordre de 160 Kts) font naître des contraintes considérables dans les trains principaux qui étaient encore intacts et 110 mètres après la sortie de piste, le train gauche se brise et s'arrache.

L'avion déséquilibré pivote vers la gauche et les réacteurs 1 et 2 râlent le sol. Une zone d'herbe brûlée montre qu'un incendie s'est déclaré dans la volure gauche, au niveau du train qui, en s'arrachant, a ouvert les réservoirs structuraux.

A 300 mètres au-delà du bout de piste, l'avion traverse la route périphérique qui est perpendiculaire à la trajectoire. Le train droit se brise et le réacteur n° 2 se détache et glisse à 20 mètres de la route.

L'avion aborde les projecteurs de la ligne d'approche qui représentent des obstacles sévères. Il commence à se disloquer de toutes parts quand il atteint la trouée située dans l'axe de la piste qui descend en pente assez rapide vers la Seine.

Le réacteur n° 1 se détache à son tour et l'avion, qui a un angle de dérapage de plus de 40° vers la gauche, accroche avec l'avant de son fuselage le pavillon et le garage qui se trouvent à l'angle de la trouée et de la rue du Clos-Montault.

Le poste de pilotage est détruit et sectionné de la poutre principale du fuselage; on en retrouve les débris ainsi que les corps des deux pilotes dans le garage qui s'est écroulé.

Le reste de la cellule, qui possède encore une certaine vitesse (non chiffrable), va finir de se disloquer 100 mètres plus loin au milieu de la trouée. La queue de l'avion est sectionnée au niveau du cône de pressurisation arrière, les empennages sont peu abîmés par les chocs, mais ils souffriront notablement de l'incendie. Cet ensemble, dans lequel sera récupéré l'enregistreur de vol à peu près intact, se trouve à 70 mètres du poste de pilotage et à 30 mètres du gros de l'épave.

Le feu qui s'était déclaré avant le passage de la route périphérique prend alors une très grande intensité, car les ailes qui se sont brisées laissent échapper le pétrole qui s'enflamme (62.800 kg de kérosène).

Malgré l'arrivée presque immédiate des secours, l'incendie ne sera maîtrisé que onze minutes après et totalement éteint 26 minutes après.

11 Hypothèses sur les causes de l'accident.

La commission a été conduite à envisager les hypothèses suivantes:

- a) Sabotage;
- b) Défaillance d'un ou plusieurs groupes motopropulseurs;
- c) Fausse manœuvre des volets;
- d) Indications erronées des instruments;
- e) Panne électrique;
- f) Battements de gouvernes;
- g) Incident dans le poste de pilotage;
- h) Non fonctionnement du tab automatique;
- i) Coincement des panneaux de compensation de la gouverne de profondeur;
- j) Fonctionnement défectueux des spoilers;
- k) Effort anormal dans la commande de profondeur provenant d'un hors trim.

Examen et discussion des hypothèses.

a) Sabotage:

Aucun indice, ni dans les nombreuses expertises effectuées sur le matériel, ni dans l'enquête de police, ne permet d'étayer cette hypothèse que la commission a rejetée.

b) Défaillance d'un ou de plusieurs groupes motopropulseurs:

Aucun indice de défaillance n'a été relevé au cours des expertises des quatre réacteurs. De plus, la défaillance même partielle d'un GTR pendant la période de mise en vitesse se verrait sur la bande enregistrée. Enfin le F-BHSM a tenu rigoureusement l'axe de la piste pendant toute la phase d'accélération.

La Commission note que, le F-BHSM ayant atteint et dépassé V1, le décollage aurait été impératif même en cas de panne de réacteur.

La Commission rejette donc l'hypothèse de la défaillance d'un et a fortiori de plusieurs groupes turboréacteurs.

c) Fausse manœuvre ou rentrée intempestive des volets:

Photos et film ne laissent pas de doute sur le fait que l'avion a quitté le parking avec ses volets ouverts normalement à 30°. Le film montre en outre qu'il en est de même sur les 1.300 premiers mètres du roulement sur la piste 08.

Tout au plus pourrait-on supposer qu'un début de sortie ou de rentrée s'est placé après la fin du film mais, pendant les quelques 3 à 4 secondes qui séparent la fin du film du passage à VR, les volets n'auraient eu le temps de sortir ou de rentrer que de 6° au maximum. Cette faible variation n'exigerait que quelques Kts supplémentaires pour décoller et on sait que cette marge a été largement dépassée (183 Kts IAS). Au surplus, le Boeing 707 a été certifié au décollage avec 20° de volets et les essais en vol effectués à Istres prouvent que le décollage à 0°, et 40° de volets est encore possible.

Pour toutes ces raisons, la Commission rejette cette hypothèse qui ne cadre ni avec ce qui a été filmé ni avec l'enregistrement.

d) Indications erronées des instruments :

Il est peu d'instruments dont la défaillance peut compromettre un décollage par beau temps. Pendant tout le roulement, l'indication de la vitesse a une importance capitale car c'est grâce à cette indication que l'équipage peut apprécier le moment où il doit effectuer la rotation au passage de VR ou le décollage à VLOF.

La défaillance des deux anémomètres de la planche de bord est difficile à admettre car les prises dynamiques et statiques ont des origines différentes pour éviter précisément les arrêts simultanés ; par ailleurs, le 3 juin 1962, aucun risque de givrage n'était à craindre pour les prises statiques ou dynamiques.

Les photographies du F-BHSM au départ du parking que possède la Commission excluent totalement l'hypothèse d'un oubli des protecteurs sur les prises dynamiques.

En ce qui concerne les prises statiques, la Commission a noté que le F-BHSM n'avait pas été lavé au cours de la nuit du 2 au 3 juin et qu'aucun travail n'avait été effectué sur les instruments. Les statiques n'avaient donc pas eu à être obturées. Enfin la statique gauche a été retrouvée non bouchée.

Il faudrait admettre que la panne s'est produite sur un seul instrument et après VI, car le pilote n'aurait pas poursuivi le décollage si la panne avait eu lieu avant VI. Cette panne (capsule cassée, mécanisme multiplicateur brisé par exemple) n'aurait gêné que très partiellement l'équipage qui disposait dans ce cas d'un autre instrument.

De plus, même une mauvaise appréciation sur le moment où il faut tirer sur le manche (rotation prématurée) n'empêche pas l'avion de décoller comme l'ont prouvé les essais du F-BHSM à Istres. Cette façon de procéder peut tout au plus retarder légèrement le moment du décollage.

Cette hypothèse est donc écartée par la Commission qui admet que l'avion a effectué une rotation encore qu'incomplète.

e) Panne électrique :

Une telle panne ne paraît pas s'être produite, l'examen du panneau électrique mécanicien ayant permis de constater que les 4 commandes des alternateurs étaient normales (1). Les 4 machines devaient donc débiter avant le crash, ce qui se trouve confirmé par les 4 relais de couplage dont les caches ont été retrouvés abaissés et les 4 relais de ligne au neutre. L'absence de panne électrique est confirmée par l'expertise des lampes de signalisation et d'alarme. Cette expertise a montré que les lampes d'alarme de l'alimentation électrique étaient froides au moment de l'impact (elles peuvent être alimentées par une autre génération et auraient détecté une panne). En revanche, la même expertise a montré que d'autres lampes alimentées uniquement sur le réseau alternatif étaient chaudes au même moment.

En conséquence, la commission écarte cette hypothèse.

f) Battement de gouverne :

Cette hypothèse a été envisagée par la commission après la déposition du sergent américain Marschel qui a déclaré avoir vu, immédiatement après la retombée du nez de l'avion et avant l'apparition des premières fumées, plusieurs battements rapides d'assez grande amplitude de la gouverne de profondeur.

Ce témoignage, qui n'a été confirmé par aucun autre témoin, doit, de ce fait, n'être considéré qu'avec beaucoup de prudence.

En fait, quand le sergent Marschel a vu les fumées, il se trouvait dans son avion (DC 6 du MATS) en bordure de la piste 08, à une distance assez grande du F-BHSM (un peu moins de 1.000 mètres), et il ne pouvait voir que l'arrière de l'avion. La vue qu'il avait des empennages du Boeing 707 risquait donc fort d'être troublée par l'écoulement des gaz très chauds s'échappant des réacteurs.

Il est donc possible que l'impression de battement provienne en fait de la réfraction irrégulière dans les masses d'air très chaud qui tourbillonnent vers l'arrière de l'avion et qui s'y mélangent avec l'air frais de l'atmosphère.

Mais si le sergent Marschel n'a pas été le jouet d'une fausse impression fugitive, il faudrait admettre que ce « flapping » de courte durée ne provient pas d'un mouvement volontaire du pilote, car la manœuvre de la profondeur à partir du manche du poste de pilotage se trouve freinée par les retards d'établissement de la portance sur les volets de profondeur qui reçoivent eux-mêmes leur impulsion aérodynamique des servo-tabs et aussi par les amortisseurs hydrauliques (dampers) placés au niveau de l'emplanture de chaque demi-gouverne.

En revanche, les sollicitations au manche faites pendant les essais d'Istres, n'ont rien fait apparaître, pas même l'amorce d'un phénomène de battement ; mais aussi et surtout, l'examen très attentif des charnières, axes, amortisseurs... de la gouverne de profondeur et des dispositifs de compensation du F-BHSM n'a montré aucune trace d'un phénomène de ce genre telle que venue en butée, etc. Enfin aucun phénomène de battement ou de vibration ne paraît avoir été observé au cours des milliers d'heures de vol faites par les KC 135 et les Boeing 707. Les deux hôtesse survivantes, placées à l'arrière du F-BHSM, n'ont signalé aucun phénomène vibratoire anormal avant le passage en reverse.

La commission n'a donc pas retenu l'hypothèse du battement de profondeur. Il faut cependant rappeler, ainsi qu'on l'a vu au paragraphe 8, 5, que le dépouillement de la bande du F-BHSM a mis en évidence une augmentation sensible du niveau de vibration du spot de l'accélération normale \sqrt{n} (1) pendant les dernières secondes du déroulement de la bande. La commission a cherché à fixer le début de cette augmentation de niveau par rapport au début de la période de décélération, puisque le freinage désespéré et l'application brutale des reverses pourraient suffire à expliquer l'augmentation du niveau de vibrations de \sqrt{n} (1). Une conclusion précise est très difficile et les derniers examens ont montré que la différence des temps pouvait se réduire à deux secondes. La retombée brutale de la roue avant, qui a dû précéder le début du freinage, peut alors expliquer cette élévation du niveau des vibrations constatées sur le spot de \sqrt{n} (1).

g) Incident dans le poste de pilotage :

L'hypothèse d'un sabotage ayant déjà été écartée, la commission a écarté de même l'hypothèse d'un feu dans le poste de pilotage (court circuit par exemple), l'expertise du poste de pilotage, qui a été détruit mais n'a pas brûlé, pouvant donner à conclure qu'il n'y a pas eu d'incendie dans l'habitacle qui, au surplus, n'aurait pas manqué d'alerter les deux hôtesse survivantes.

La commission a examiné avec un soin particulier l'hypothèse d'une défaillance physique brutale du commandant de bord, au moment de la rotation par exemple. L'autopsie des membres d'équipage, ordonnée par les autorités judiciaires, compétentes en la matière, n'a rien révélé d'anormal. De plus, la commission a pu conclure des renseignements d'ordre médical, incomplets à la vérité parce que le secret professionnel doit être respecté, qui lui ont été communiqués :

— qu'un malaise grave du commandant Hoche le mettant dans l'impossibilité d'achever le décollage doit être considéré comme improbable. Le dernier examen au C. E. M. P. N. avait été passé le 13 mars sans donner lieu à observations. La courbe des poids est stable depuis 1957 et l'état de relative fatigue constaté lors du stage sur Boeing 707 en 1960-1961 avait disparu sans laisser de traces.

— que rien ne permet de penser que le commandant Hoche faisait usage de tranquillisants ou de calmants.

Au surplus, il ressort des témoignages recueillis que, dans le cas de défaillance physique du commandant Hoche, le copilote Pitoiset était parfaitement capable d'assurer la manœuvre.

h) Non-fonctionnement du tab automatique :

La part de compensation prise par le tab automatique est faible et représente environ le quart de l'effet des panneaux.

Le tab avait fondu dans l'incendie, mais la tringlerie de débattement a été retrouvée.

i) Coincement des panneaux (Balance Panels) :

Le coincement des panneaux pourrait empêcher les volets de profondeur de se braquer vers le haut au moment du passage à VR, car ces volets ne sont entraînés que par la portance des tabs qui se trouvent braqués à ce moment vers le bas.

Cette hypothèse semble très peu plausible car l'ensemble de la gouverne de profondeur, qui se trouvait au parking D 24 en position neutre, était certainement braqué vers le bas (tabs vers le haut) dans toute la période d'accélération comme le prouvent l'expertise du film du docteur Piquard. Il y a donc eu mouvement dans le bon sens. Il est dès lors difficile d'admettre dans ces conditions qu'un coincement vers le haut soit seul possible.

La Commission décide de ne pas retenir cette hypothèse.

(1) C'est-à-dire alternateurs non débrabotés.

(1) Accélération normale.

j) Fonctionnement defectueux des spoilers :

Cette hypothèse, qui a été très soigneusement examinée, n'a pas été retenue par la commission pour les raisons suivantes :

- les spoilers ont été trouvés rentrés ;
- le mauvais fonctionnement symétrique apparaîtrait sur l'enregistrement en diminuant les accélérations, ce qui n'est pas le cas ;
- le mauvais fonctionnement dissymétrique, qui apparaîtrait lui aussi sur la bande, n'aurait pas interdit le décollage puisque, d'après les essais du C. E. V., la sortie accidentelle d'un spoiler extérieur, dans la mesure, toutefois, où l'asservissement de son débattement avec la commande des allerons est maintenu, laisse un contrôle latéral suffisant pour assurer le décollage sans exiger une habileté de pilotage exceptionnelle ;
- aucune tendance à l'embarquement n'a été constatée au cours du roulement du F-BHSM pour toute la phase d'accélération ;
- la commande des aérofreins a été trouvée en position verrouillée fermée.

k) Hors trim. — Effort anormal de la commande :

Le F-BHSM a quitté le parking D 24 avec ses volets correctement ouverts à 30° et le stabilisateur calé à 1,5 unité au cabré (1), soit plus de 2 unités vers le piqué que le réglage correspondant au centrage au décollage préconisé par le Manuel de vol Air France et indiqué sur le carton de décollage retrouvé.

Sur six copilotes ayant travaillé avec le commandant Hoche interrogés, deux ont indiqué que celui-ci réglait habituellement son trim avant le départ du parking. Toutefois, la commission note que les consignes du Manuel d'utilisation d'Air France valables au moment de l'accident (réf. 02-14-01 et 02-14-03 DE du 1^{er} mars 1962 et 02-17-02 du 15 janvier 1962) prévoyaient le réglage du trim pendant le roulage, sans exiger de vérification ni avant ni pendant le décollage.

L'expertise du film du docteur Piquard ne permet pas de dire, à cause de l'éloignement de l'avion, si la position du plan fixe, connue au départ du parking, a évolué pendant le roulement et le décollage. On peut, toutefois, affirmer que cette position n'a pas atteint des calages extrêmes.

D'autre part, le calage de ce stabilisateur a été retrouvé après les impacts dans une position quasi identique à celle du départ, soit — 1,5 unité.

La question s'est posée de savoir si cette position coïncidait avec le calage du stabilisateur immédiatement avant la dislocation, car, pendant la rupture de la partie avant, le câble reliant les tambours avant et arrière s'est brisé et, si la rupture des deux brins n'a pas été synchrone, le coup de fouet qui en est résulté a pu faire tourner les deux tambours et changer la position du plan fixe de 1 à 2 unités au maximum, dans un sens ou dans l'autre, suivant le premier brin qui casse. Ces chiffres résultent d'essais qui ont été effectués par la direction du matériel de la Compagnie Air France, le 11 octobre 1963.

Mais ce problème particulier se trouve simplifié dans le cas du F-BHSM, car le pignon à chaîne de très grand diamètre, qui reçoit le mouvement de rotation du volant manuel de trim et le renvoie par des pignons d'angle au tambour avant, a été, dans le premier choc de la pointe avant de l'avion, fortement voilé et s'est trouvé, de ce fait, bloqué dans la position qu'il occupait un instant avant la dislocation. La rupture du câble n'a donc pas provoqué de rotation et la position du plan fixe a été « figée » sur celle du tambour avant.

En comptant sur ce tambour le nombre de spires de câble depuis le haut jusqu'au départ vers l'arrière (soit 11 spires) et en réglant un autre avion dans les mêmes conditions, on retrouve le calage du stabilisateur au cabré à 1,5 unité.

Dans ces conditions, il apparaît que, s'il y a eu des variations de position du stabilisateur pendant le décollage, leur somme algébrique a été pratiquement nulle, ce qui constitue un fait dont la probabilité est faible, mais ne peut, toutefois, s'exclure totalement.

Plutôt qu'un réglage incorrect du trim avant le départ du parking qu'elle estime très improbable, la commission incline davantage à prendre en considération l'hypothèse d'une panne électrique de la commande de trim.

Il faut alors admettre que l'équipage n'a ni sollicité son switch de trim, ni vérifié la position du trim jusqu'à V1, car, si le pilote avait alors constaté la défaillance du trim, il aurait très certainement interrompu le décollage. Il faut dire toutefois que les consignes de l'époque ne lui imposaient pas ces vérifications.

(1) Position évaluée à 1/2 unité près d'après les photographies.

Il est donc très probable que la première sollicitation du switch au cabré a eu lieu très peu de temps après VR à un moment où les efforts aérodynamiques sur le stabilisateur deviennent importants par suite de la vitesse. Cette sollicitation devenait impérative car, au poids de 137.700 kg et avec un hors trim supérieur à deux unités, les efforts à tirer au manche devaient atteindre 60 kg comme l'ont montré les essais de maniabilité longitudinale effectués à Istres sur le F-BHSM en février 1963. Cet effort peut paraître prohibitif pour un pilote non averti. Il expliquerait la rotation tardive et incomplète signalée par des témoins.

Le Commandant Hoche a donc rencontré cet effort absolument inhabituel en tirant le manche vers l'arrière. Il a dû réaliser, le premier effet de surprise passé, l'importance de l'out of trim et, dans un mouvement absolument naturel pour un pilote de Boeing 707, actionner vers le cabré le contacteur du trim sans qu'il en résulte aucune variation de la position du stabilisateur. Le commandant de bord a cherché vraisemblablement la cause de ce non-fonctionnement et a dû hésiter avant de prendre la décision de renoncer au décollage. En effet, d'après l'enregistreur, il s'écoule plus de neuf secondes entre le passage à VR et la vitesse maximale atteinte de 183 Kts.

La commission avait tout d'abord cru pouvoir tirer une conclusion valable du fait que les expertises conduites par elle avaient montré que la lampe de mach trim était allumée au moment de la percusion.

On a vu au paragraphe 9.4.2.24 que les cas dans lesquels cette lampe est susceptible de s'allumer sont les suivants :

1. Si l'interrupteur mach trim est sur « arrêt » ; en cas de déroulement intempestif du stabilisateur, la consigne Air France était de placer les interrupteurs trim profondeur et mach trim (au pylone) sur coupé. Cette manœuvre provoque l'allumage du voyant mach trim débrayé.
2. Si l'interrupteur mach trim étant sur « marche », le relais moniteur s'est ouvert pour les raisons ci-après :
 2. 1. Mauvais fonctionnement du synchroniseur entraînant un signal d'erreur anormal. Un tel défaut ne peut être à l'origine d'un arrêt du décollage.
 2. 2. Défaut de fonctionnement du servo-moteur agissant sur le stabilisateur (soit que les deux embrayages aient été simultanément excités, soit que le sens de rotation du servo-moteur ne corresponde pas à l'embrayage excité). Un tel défaut ne peut être incriminé puisque ce servo-moteur n'était pas connecté sur le circuit mach trim (mach < 0,83).
 2. 3. Manœuvre de l'interrupteur test placé au-dessous du voyant. L'interrupteur a pu être déplacé au cours de l'accident.
 2. 4. Désynchronisation par manœuvre manuelle du stabilisateur (18 à 20 tours du volant pour décaler le stabilisateur de 1,5°). Cette manœuvre manuelle peut être effectuée en cas de panne du circuit de trim électrique (trim inopérant ou rendu volontairement inopérant à la suite de son fonctionnement intempestif).
 2. 5. Défaut d'alimentation du circuit mach trim.

Une étude plus poussée a montré qu'une conclusion positive ne pouvait être tirée de l'allumage de la lampe de mach trim. En effet :

- le réacteur n° 2 a été arraché de l'avion à la traversée de la route périphérique, soit à 220 mètres environ de la sortie de piste, et par conséquent l'alimentation par l'alternateur 2 a cessé à ce moment ;
- le poste de pilotage est venu percuter le pavillon situé à l'angle de la rue du Clos-Montault et s'est séparé du fuselage à ce moment, soit à 400 mètres environ de la sortie de piste ;
- c'est-à-dire que le F-BHSM a parcouru environ 120 mètres entre la séparation du réacteur 2 et la séparation de l'avant du fuselage où la lampe de mach trim a été trouvée allumée ;
- or, lorsque l'alternateur 2 s'arrête, le signal qui déclenche la protection est celui de sous-excitation (le sundstrand ayant également suivi). Le relais de couplage s'ouvre alors avec une tolérance de 2 à 4 secondes sur la temporisation. La tension disparaissant sur le relais monitor K. 3, celui-ci s'ouvre avec une temporisation de 1/2 seconde assurée par les capacités, provoquant l'allumage de la lampe de mach trim par le + essentiel ;
- le temps total d'allumage de la lampe de mach trim après arrachement du moteur 2 se situe donc entre 2,5 et 4,5 secondes ;

— quelle que soit l'hypothèse faite sur la vitesse résiduelle du F-BHSM à la traversée de la route périphérique et sur l'évolution de cette vitesse dans les 120 mètres qui séparent la route périphérique du pavillon d'angle de la rue du Clos-Montault, compte tenu d'une vitesse à l'impact sur ce pavillon qui devait être encore grande en raison des dégâts subis, compte tenu aussi de ce que la vitesse en sortie de piste était de l'ordre de 80 mètres/seconde (cf. §§ 9.5.5.6), on trouve pour le parcours intéressant un temps qui tombe très probablement à l'intérieur de la période critique 2,5 à 4,5 secondes.

La commission a recherché les raisons du mauvais fonctionnement possible de la commande du stabilisateur. Elle ne peut répondre complètement à cette question malgré les très nombreuses expertises pratiquées.

En particulier, les deux moteurs électriques commandant le mécanisme de vis, les embrayages électromagnétiques et mécaniques, ont été testés en laboratoire après l'accident et leurs caractéristiques rentrent bien dans les normes de la Compagnie Air France. Tous les mécanismes sont corrects, en particulier la vis et son écrou à billes.

D'autres vérifications ont porté sur les interrupteurs pilote et copilote qui ont été assez détériorés mais qui restaient néanmoins expertisables. De multiples examens ont été faits pour ces deux ensembles et rien d'anormal n'a été décelé. Toutes les soudures étaient bonnes et les résistances au contact rentrent dans les tolérances de réception.

Du côté du tambour arrière de commande manuelle par câble, un circlip destiné à maintenir en place le joint d'étanchéité plastique du passage du câble dans la paroi du cône de pressurisation a été trouvé débranché et entraîné par le câble. Il s'est coincé entre le tambour et son carter. Ce circlip, constitué par un morceau de code à piano, a donc créé un frottement supplémentaire sur le tambour et a provoqué une légère augmentation du couple de manœuvre de la vis. Une expertise au banc d'essais a permis de chiffrer l'augmentation de couple à quelques deca newton-mètre, mais, en aucun cas, ce petit surcouple ne peut expliquer le décrochage et l'arrêt complet du moteur asynchrone principal de trim dont le fonctionnement est resté correct au banc d'essai après l'accident. D'après les traces de frottement relevées sur le carter de tambour, le départ du circlip est nettement antérieur au 3 juin 1962. A l'époque de l'accident, le montage complet du circlip modifié (évitant les départs intempestifs de ces derniers) n'était pas applicable de façon impérative.

Cette modification a fait l'objet du Service Bulletin n° 1358 en date du 13 avril 1962. L'installation complète des joints et circlips modifiés ne pouvait se faire qu'en grande visite. Pour le F-BHSM, les joints avaient été changés et les platines d'arrêt devaient être changés ultérieurement à la prochaine grande visite.

En revanche, aucune expertise n'a été possible sur les boîtes à relais électriques qui commandent l'alimentation du moteur asynchrone de trim. L'ensemble de ces boîtes qui se trouvait dans le fuselage a été carbonisé par l'incendie. Une défaillance de ce matériel conduit à une alimentation triphasée défectueuse ou inexistante du moteur de trim qui est ainsi mis dans l'impossibilité de fonctionner.

Il y a lieu de noter que la panne de commande de trim peut provenir de cause non décelable par expertise même très approfondie. Des anomalies de fonctionnement ont été observées par des compagnies exploitant des Boeing 707 sans que la cause puisse en être trouvée. En particulier le 14 juin 1962, au départ de New York, le trim du F-BHSP d'Air France s'est mis en route intempestivement sans sollicitation du switch, avec impossibilité d'arrêter le mouvement autrement que par le sectionnement de la ligne d'alimentation.

Ces anomalies pourraient être imputables à une mauvaise séquence dans l'alimentation moteur-embrayage. Le moteur, dont le couple de démarrage est très faible, doit se trouver alimenté avant l'embrayage électromagnétique. La réalisation actuelle du switch, qui a déjà subi de multiples modifications, ne permet pas d'avoir une certitude de ce côté. D'autre part, la faiblesse du moteur de trim fait que dans certains cas de vol, où les efforts sur la vis deviennent trop grands, le démarrage du moteur peut devenir difficile même si l'embrayage est excité après le moteur. Enfin des mouvements non commandés du trim ont été attribués à la réversibilité de la vis à bille ; ces mouvements peuvent être contrôlés par le volant manuel de trim mais, en général, la sollicitation du switch est sans action sur le mouvement aberrant.

L'équipage du F-BHSM aurait pu exercer l'effort nécessaire pour surpasser le « hors trim » s'il avait été averti de l'existence d'un effort sur le manche de l'ordre de 60 kg (essais d'Istres). N'étant pas informé de l'existence de tels efforts, le commandant, devant la résistance ressentie au manche, a pu croire à un blocage de la profondeur. La décision d'arrêter le décollage à 183 Kts indiqués SFIM en est résultée.

La commission a eu connaissance de trois séries d'essais successifs de l'effet du « hors trim » (Boeing-Anglais-Français). Ces essais ont été effectués à des poids croissants et montrent que l'influence du hors trim croît très rapidement avec le poids.

La commission a constaté :

- que l'avion a bien dépassé V1, VR et V2 et que, dans ces conditions, le décollage était impératif ;
- que l'avion n'a pas décollé.
- à l'examen des photographies et du film pris du F-BHSM après le départ du parking, que le plan fixe était alors calé à 1,5 unité (à 0,5 unité près) au cabré, soit un hors trim d'un peu plus de 2 unités au piqué par rapport au réglage de 3,75 correspondant au centrage de 23,3 p. 100 ;
- à l'examen de l'épave du F-BHSM, que la position de la vis de commande du stabilisateur coïncidait avec le réglage de 1,5 unité au cabré et que cette position peut être considérée comme étant bien celle du stabilisateur au moment de la dislocation.

La commission est donc fondée à penser :

- qu'il a existé un « hors trim » ;
- qu'un blocage de trim n'a pas permis au pilote du F-BHSM de le corriger en cours de décollage.

La commission a constaté en outre :

- à l'examen des résultats des essais effectués par le Centre d'essais en vol à Istres sur le Boeing F-BHSQ identique au F-BHSM que, dans les conditions de décollage du F-BHSM (poids, centrage, poussée...), un out of trim de l'ordre de 2,2 unités entraîne des efforts à tirer de l'ordre de soixante kilogrammes qui, sans interdire le décollage, peut surprendre un pilote au point de lui faire arrêter le décollage surtout si le trim était inopérant au moment de la décision ;
- que la plage verte portée par le constructeur sur l'indicateur comme figurant la plage de sécurité pour la position du stabilisateur au décollage se trouve englober, pour des poids proches du maximum et des centrages avant, des positions de l'index donnant des efforts à tirer qui, sans être strictement prohibitifs, sont très grands ;
- à l'examen des informations communiquées par Air France et la Société Boeing :
 - que des cas relativement récents de fonctionnement intempestif du trim de profondeur avaient été signalés ;
 - que des pilotes placés dans des conditions d'out of trim analogues à celui du F-BHSM avaient tous signalé des efforts considérables ;
 - que, dans un cas au moins, signalé par Boeing, le décollage avait été arrêté à VR et que, dans les autres cas, le décollage avait eu lieu après action correctrice sur le trim.

12

Conclusions.

La Commission pense que l'accident du F-BHSM est dû à la concomitance

- d'un « hors trim » important entraînant à VR et VLOF des efforts considérables au manche qui ont pu paraître prohibitifs au commandant Hoche ;
- d'une défaillance du système de commande du moteur électrique du trim, qui n'a pas permis au commandant Hoche de corriger la position défectueuse du plan fixe et ni par conséquent de réduire la réaction au manche.

Ces deux éléments ont amené le commandant de bord à prendre la décision d'arrêter le décollage, mais il était alors trop tard pour que l'avion s'arrête sur la piste ou même pour que l'avion puisse être suffisamment ralenti à sa sortie de piste.

La commission note que les essais effectués à Istres après l'accident ont montré que le commandant Hoche aurait pu surpasser l'effort rencontré au manche et achever le décollage sans compromettre la suite du vol même en l'absence de toute variation possible du trim, mais que les résultats de ces essais modifient sensiblement ce qui était publié et avait été certifié à Air France au moment de l'accident quant à l'importance des efforts au manche et que, de ce fait, le commandant Hoche n'avait pas tous les éléments d'une décision à prendre en quelques secondes.

Les éléments dont a disposé la commission ne lui ont pas permis d'aboutir à une conclusion certaine quant aux conditions dans lesquelles a été tentée l'interruption du décollage. Elle est persuadée qu'aucune manœuvre ne pouvait en changer les conséquences.

L'ingénieur général BONTE,

président.

L'ingénieur général GRENIER,

vice-président.

Les membres :

BALAL. COURTONNE. GUILLEVIC. SAUNIER.